Wiadomości Techniczne Lotnictwa

KWARTALNIK

WYDAWANY PRZEZ DEPARTAMENT AERONAUTYKI M. S. WOJSK., JAKO DODATEK DO „PRZEGLĄDU LOTNICZEGO'

TREŚĆ:

ROK II WARSZAWA, LIPIEC — 1934 № 3

Prof. Dr. Inż. M. T. HUBER

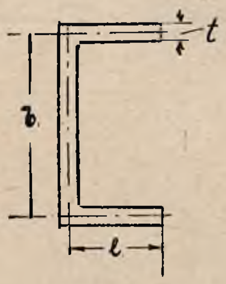
O pewnym wzorze empirycznym

do obliczenia wytrzymałościowego bardzo krótkich prostych kształtowników duralowych ściskanych podłużnie

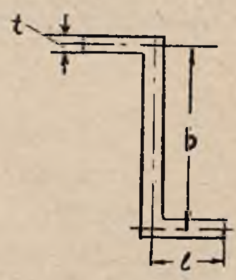
Określiwszy wytrzymałość na podłużne ściskanie wartością krańcową P siły obciążającej, przy której zachodzi jeszcze trwała równowaga pręta, żądamy w praktyce konstrukcyjnej ażeby dane obciążenie użytkowe P było równe $\frac{\overline{P}}{n}$ jeżeli liczba $n > 1$ oznacza t. zw. *pewność.* Iloraz P przez pole przekroju pręta F dają wartość średniego naprężenia, które nazywamy naprężeniem *niebezpiecznem (niszczącem)* σ_n [1]. Wiadomo od dawna, iż wartość $\sigma_n = \frac{\overline{P}}{F}$ jest zależna nietylko od własności wytrzymałościowych materjału, ale także od t. zw. *smukłości* pręta, t. j. stosunku jego długości L do najmniejszego promienia bezwładności przekroju i, przyczem σ_n maleje ze wzrostem smukłości $s = \frac{L}{i}$.

Jednakże tak się ma rzecz ściśle tylko w przypadkach przekrojów zwartych, takich np. jak kwadratowy, kołowy i t. p.

W przypadkach prętów profilowanych cienkościennych, jak np. walcowane kształtowniki duralowe L, U, Z i t. p. staje się wartość σ_n zależna nadto jeszcze od „smukłości przekrojowej", t. j. stosunku głównych wymiarów poprzecznych przekroju do grubości ścianki (czyli grubości blachy, z której profil sporządzono). Ta różnica objaśnia się tem, że wyboczenie prętów o przekroju zwartym zajść może tylko bez wyraźnej zmiany postaci przekroju i polega na samem zgięciu osi pręta. Wyboczenie takie jest przy dość małej długości prętów praktycznie nieosiągalne. O wytrzymałości takich prętów rozstrzyga granica odkształceń plastycznych materjału. Natomiast u prętów profilowych cienkościennych zachodzi już przy mniejszych średnich naprężeniach niebezpieczeństwo miejscowego wyboczenia (wyboczenia płytowego), wyraźnie nawet u prętów bardzo krótkich, co prowadzi do zmniejszenia wartości σ_n i uzależnienia jej od kształtu przekroju nawet przy całkiem małych wartościach s. Nasuwa się więc ważne dla konstruktora pytanie, jaka jest zależność σ_n od kształtu przekrojów cienkościennych („wiotkich"). Nie ma mowy na razie o znalezieniu ogólnej zależności na drodze teoretycznej z wyjątkiem paru przypadków najprostszych. Pozostaje więc droga doświadczeń laboratoryjnych dość licznych, ażeby można było wyprowadzić wzory empiryczne. Tę drogę obrano w amerykańskim Wojskowym Instytucie Badań Lotniczych (Wright Field, Dayton, Ohio, U. S. A.).



Rys. 1

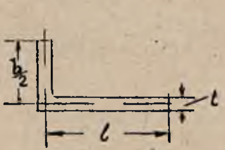


Rys. 2

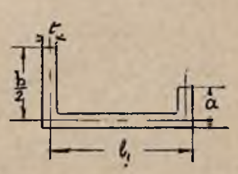
R. A. Miller wykonał liczne próby z ceownikami duralowemi (rys. 1), na podstawie których ułożył wzory empiryczne podające zależność σ_n od stosunku $\frac{l}{t}$ i od stosunku $\frac{b}{l}$. Tą drogą poszedł dalej inż. W. E. Koneczny wykonawszy w Ameryce jeszcze kilkomiesięczne studja doświadczalne nad ceownikami i innemi kształtownikami, stosowanemi w konstrukcjach duralowych. Wynikiem tych studjów jest wzór empiryczny.

$$\sigma_n = 37.2 - 0.95 \frac{l}{t} - 1.12 \frac{b}{l} \text{ (w kg/mm}^2\text{)}$$

Wzór ten obejmuje także zetowniki i kątowniki (rys. 2 i 3), przyczem w tych ostatnich $\frac{b}{2}$ oznacza długość ramienia krótszego. Ilość próbek była bardzo znaczna tylko dla ceowników, inne wymienione profile badano tylko na 30 próbkach.



Rys. 3



Rys. 4.

W przypadkach usztywnienia ramienia (półki) kątownika przez zagięcie, tak, iż powstaje profil według rysunku 4, należy stosując wzór wstawić

$$l = l_1 - 2(a - t)$$

i podobnie dla ceowników i zetowników.

[1]) Rozmyślnie nie stosujemy tutaj często spotykanej nazwy „naprężenie krytyczne", zachowując ją na określenie wielkości teoretycznej, która tylko niekiedy zlewa się z naprężeniem niebezpiecznem.

W celu sprawdzenia wzoru na naszym materjale wykonał inż. Koneczny w I. B. T. L. 6 prób na ceownikach duralowych z P. Z. L., które powtórzył w obecności podpisanego. Próby te dały obliczone ze wzoru wartości z nadwyżką 7 do 14%, a więc na korzyść pewności.

Długości próbek nie przewyższały dwukrotnego największego wymiaru poprzecznego przekroju. Przekroje przylegały podczas prób bezpośrednio do płyt stalowych prasy.

Podany wzór może przeto służyć tylko do obliczenia wytrzymałościowego całkiem krótkich prętów; dla prętów długich należy uwzględnić zmniejszenie σ_n ze wzrostem długości L.

Inż. ERYK KOSKO

Obliczanie pracy amortyzatorów gumowych rozciąganych

Mimo znacznego już dziś rozpowszechnienia amortyzatorów oleo-pneumatycznych i podobnych im w działaniu do podwozi nowoczesnych samolotów, amortyzatory gumowe, bądź ściskane, bądź też rozciągane, nie straciły jeszcze na znaczeniu. Zalety tych ostatnich, pewność funkcjonowania, lekkość i łatwość wymiany sprawiają, że w wielu wypadkach nie dają się one zastąpić nowszemi typami. Główną ich wadą jest natomiast małe tłumienie ruchu podwozia w obie strony (czyli amortyzacja we właściwem znaczeniu), gdyż czynnikiem tłumiącym jest w tym wypadku histereza gumy, której praca jest niewielką w stosunku do pracy sprężystej. Tam więc, gdzie nie wymaga się od amortyzatorów owego hamowania ruchu podwozia, jak np. w płozie, stosuje się z powodzeniem amortyzację gumową.

Dobór i obliczenie amortyzatorów gumowych znacznie zyskują na przejrzystości i dogodności, jeżeli użyć w tym celu wykresu pracy amortyzacji. Zamierzam to wykazać na przykładzie amortyzatorów rozciąganych. *Fr. Janik*[1]) posługuje się wprawdzie również tym wykresem, nie uwzględnia on jednak naprężenia wstępnego w amortyzatorze i przyjmuje wydłużenie końcowe amortyzatora za określone zgóry. Dzięki temu, można uważać stosunek $k = P_{śr} : P_{max}$ za wielkość stałą dla danego typu amortyzatora. Poza tem uważa *Janik*, że wielkość reakcji R koła wzgl. płozy, a temsamem i spółczynnik dynamicznego obciążenia są określone energją uderzenia (jak w niemieckich przepisach). Tak jest rzeczywiście, jeżeli amortyzator jest zgóry dany. Konstruktorowi zależy jednak właśnie na doborze takiego amortyzatora, któryby najlepiej spełniał postawione mu zadania. Stawia on również ograniczenie (o ile tego przepisy nie czynią), by maksymalna wartość reakcji R była równa pewnej wielokrotności m wartości tej reakcji, występującej dla samolotu w spoczynku. Ten spółczynnik m nie powinien być z jednej strony zbyt wielki, by nie wywoływać niepotrzebnie dużych obciążeń w dalszych częściach podwozia wzgl. w zamocowaniu płozy. Z drugiej strony małych wartości m nie stosuje się, gdyż oznaczają one zbyt duży skok podwozia. Poza tem zachodzi wówczas obawa nieuwzględnienia trudnych do obliczenia naprężeń dynamicznych w ruchomych częściach.

Oznaczenia zachowujemy te same, co w pracy Janika. Metody wykreślne tam podane oddają duże usługi w zastosowaniu. Celem niniejszej notatki jest uzupełnienie ich metodą, odnoszącą się do amortyzatorów gumowych rozciąganych, która wydaje się być mało znaną. Pracy pneumatyków nie uwzględniamy, gdyż nie wpłynęłoby to zasadniczo na bieg myśli i obliczeń.

Za dane możemy uważać:

1) Energję W do pochłonięcia od chwili zetknięcia się koła wzgl. płozy z ziemią, po odliczeniu pracy ewentualnie pochłoniętej przez pneumatyk.

2) Ugięcie maksymalne (skok) s_{max} punktu zaczepienia reakcji R pod wpływem poddania się amortyzatora.

3) Wydłużenie bezwzględne amortyzatora $l_{max} = L_{max} - L_0$ (czyli skok amortyzatora) jako różnica długości końcowej i początkowej (nie wolnej) amortyzatora. Wielkość tę otrzymujemy, zakładając pewną przekładnię kinematyczną między ugięciem „s", a wydłużeniem „l".

4) Siłę $R_{max} = m. Q$ na koła wzgl. płozę.

5) Odpowiadającą jej siłę P_{max} amortyzatora, przyczem „przekładnię statyczną" $R : P$ otrzymujemy bądź z warunków równowagi sił, bądź też metodą wykreślną Janika z warunku $R:P = dl/ds$.

Ilość nitek „i", oraz grubość amortyzatora gumowego wyznaczamy tak, aby siła P/i, przypadająca na jedną nitkę, odpowiadała mniejwięcej wydłużeniu względnemu $\lambda = 100\%$. (Przez „i" rozumiemy ilość nitek pojedyńczych, zatem „i" będzie zwykle liczbą parzystą). Znalezioną tak wartość końcową wydłużenia względnego oznaczamy przez λ_{max}. Pozostają do wyznaczenia: długość wolna L_w jednej nitki amortyzatora, oraz wydłużenie początkowe odpowiadające położeniu podwozia, wzgl. płozy w locie. Mogą do tego posłużyć dwa warunki. Pierwszy określa skok amortyzatora w zależ-

[1]) O obciążeniu i stateczności podwozia. Spraw. I. B. T. L. Nr. 10.

ności od jego długości wolnej i od wydłużeń: początkowego i końcowego:

$$l_{max} = L_w\,(\lambda_{max} - \lambda_0) \quad . \; . \; . \; . \; . \quad (1)$$

Drugi podaje energję, pochłoniętą przez amortyzator:

$$W = i \, . \, L_w\,(E_{max} - E_0) \quad . \; . \; . \quad (2)$$

E oznacza pracę, pochłoniętą przez jednostkę długości jednej nitki amortyzatora przy odpowiednich wydłużeniach względnych.

Dobranie wartości L_w i λ_0 na podstawie tych warunków jest dość uciążliwe. Zadanie to można jednak łatwo rozwiązać, jeżeli się użyje wykresu pracy amortyzatora $E = f\,(\lambda)$ (Rys. 1). Wykres ten otrzymuje się jako krzywą całkową wykresu sił $P = f\,(\lambda)$ Jest znacznie dogodniej raz na zawsze ustalić dla używanych typów amortyzatorów przebieg krzywej całkowej, choćby metodą wykreślną, niż za każdym razem planimetrować, lub oceniać pracę pochłoniętą z wykresu sił. W niektórych francuskich podręcznikach (np. Huguet, Guillemin), podane są oba wykresy (nieraz jednak z błędami).

Dzieląc równanie (2) przez (1) stronami otrzymujemy:

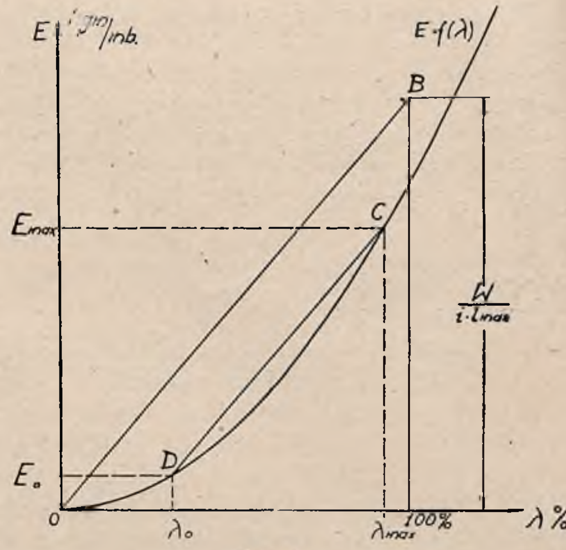
$$\frac{W}{i \, . \, l_{max}} = \frac{E_{max} - E_0}{\lambda_{max} - \lambda_0} \quad . \; . \; . \; . \quad (3)$$

Wartość $\frac{W}{i \, . \, l_{max}}$ odmierzamy w skali pracy na rzędnej, odpowiadającej wydłużeniu $OA = 100\%$ i tak otrzymany punkt B łączymy z początkiem spółrzędnych O. Przez punkt C krzywej $E = f\,(\lambda\,)$, odpowiadający wydłużeniu λ_{max} prowadzimy równoległą do OB, aż do przecięcia się z krzywą $E = f\,(\lambda)$ w punkcie D, który daje wydłużenie początkowe λ_0 i pracę E_0.

Długość wolną L_w znajdujemy ze wzoru $L_w = \frac{l_{max}}{\lambda_{max} - \lambda_0}$ co wykreślnie przedstawia się jak następuje (Rys. 2): Od punktu D' (λ_0) na osi odciętych odmierzamy $D'G = 100\%$; w punkcie C' (λ_{max}) odmierzamy rzędną $C'F = l_{max}$ (w skali). Punkt przecięcia H rzędnej w G z prostą $D'F$ da nam długość wolną $L_w = GH$. Stąd długości amortyzatora początkowa $L_0 = L_w\,(1 + \lambda_0)$ i końcowa $L_{max} = L_w\,(1 + \lambda_{max})$.

Dyskusja. Jeżeli λ_0 wypada nieco $> O$, to amortyzator spełnia wszystkie wymagania.

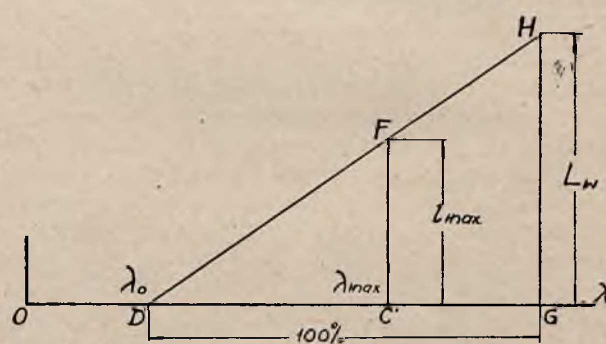
Jeżeli równoległa przez C do OB (Rys. 1) nie przecina krzywej $E = f\,(\,\lambda\,)$ w drugim punkcie, oznacza to, że wartość $\frac{W}{i \, . \, l_{max}}$ jest za mała w stosunku do danego E_{max}, a więc do siły P/i. Można temu zaradzić w jeden z następujących sposobów: przyjąć, jeśli to możliwe, mniejszą ilość nitek i', przez co otrzymamy większe P/i', a zatem większe wydłużenie końcowe λ'_{max}, przyczem zwiększy się również $\frac{W}{i' \, . \, l_{max}}$; albo też próbować cieńszych amortyzatorów. Sposoby te mają jednak ograniczone pole zastosowania, gdyż przy zbyt małych



Rys. 1.

wartościach $\frac{W}{i \, . \, l_{max}}$ nie prowadzą do celu. Musimy wtedy zmniejszyć skok amortyzatora l_{max}, czyli także skok podwozia s_{max}, gdyż założyliśmy amortyzację zbyt miękką, co się nie zgadzało z przyjętemi wartościami reakcji R_{max} i spółczynnika m obciążenia dynamicznego.

Sprawdzić przytem należy, czy siła P_0, odpowiadająca znalezionemu wydłużeniu początkowemu λ_0, nie daje reakcji R_0 na podwozie, względnie płozę, większej



Rys. 2.

od obciążenia Q, zachodzącego dla samolotu w spoczynku ($m = 1$). Oznaczałoby to, że podwozie nietylko nie będzie miało ugięcia wstępnego przy $m = 1$, ale, że zacznie się uginać dopiero przy spółczynniku $m > 1$, co jest niedopuszczalne.

W tym wypadku i ogólnie, jeżeli punkt D wypada zbyt wysoko na krzywej $E = f\,(\lambda)$ (za blisko punktu C lub zgoła powyżej), znaczy to, że założyliśmy amortyzację zbyt twardą. Zmiana ilości i grubości nitek lub też ramion sił i przekładni, i tu tylko w pewnych granicach doprowadzi do celu: mianowicie tylko o tyle, o ile wykres $R = f(s)$ da się w ten sposób zmodyfikować na mniej pełny. Przy większej niezgodności niema innej rady, jak zwiększyć skok.

Inż. ZBYSŁAW CIOŁKOSZ

W odpowiedzi inż. S. Neumarkowi na jego uwagi o mym artykule „Wpływ ciągu śmigła na stateczność podłużną samolotów"

Bezpośrednio po ukazaniu się mego artykułu w „Wiadomościach techn. lotn." doszło do mej wiadomości, że spotkał się on z krytyką.

Byłem na to przygotowany, tembardziej, że z krytyką tego tematu spotkałem się już po mym odczycie w 1930 r.

Ponieważ badania laboratoryjne wpływu ciągu śmigła na stateczność podłużną są obecnie ujęte w normalnych programach, tak we Francji, jak i Anglji, uważałem za stosowne stary ten temat jeszcze raz odgrzebać, (artykuł ten właściwie został już napisany w 1931 r.), bynajmniej bez zamiaru narzucenia tej metody konstruktorom, natomiast przypuszczałem, że wywoła on dyskusję, której rezultatem będzie takie lub owakie rozwiązanie zagadnienia, znaczenie którego w dalszym ciągu konsekwentnie podtrzymuję, a mianowicie, jak należy uwzględniać wpływ ciągu na stateczność podłużną, i czy ma być to robione na drodze analitycznej, czy też doświadczalnej (laboratoryjnej).

Używam w dalszym ciągu terminologji „wpływ ciągu", ponieważ jest ona dla mnie zupełnie jednoznaczną. Ciąg śmigła wywiera wpływ na szybkość strumienia pozaśmigłowego, zwiększona szybkość strumienia znowu posiada pewien określony wpływ na zmianę momentu opierzenia względem śr. c.

Przez wpływ ciągu śmigła rozumiem więc następstwa jakie wywołuje istnienie ciągu; wpływ ten może się tak samo odnosić do wzrostu oporów części płatowca znajdujących się w strumieniu ciągu, a więc i zmiany momentów tychże części względem śr. c., jak również i do zmiany ich nośności. Ponieważ decydującym w bilansie momentów jest moment pochodzący od wyporu płaszczyzn nośnych opierzenia poziomego, wobec czego wpływem ciągu na nośność opierzenia specjalnie się zająłem. Jeżeli więc nie wprowadziłem do rozważań ani momentu samego ciągu względem śr. c., ani momentu oporów, zrobiłem to celowo, uważając, że wprowadzenie tych czynników nie powinno przedstawiać większych trudności obliczeniowych, tembardziej, że wzrost oporów w prądzie śmigła uwzględniamy w normalnych obliczeniach aerodynamicznych.

Po przeczytaniu jednak odpowiedzi na mój artykuł, rozczarowanie me w jednym kierunku było zupełne, natomiast w innym przerosło najśmielsze oczekiwania.

Rozczarowanie spotkało mnie, jeżeli chodzi o efekt, jaki wywołał mój artykuł. Sposób ujęcia poszczególnych zagadnień, ich analiza, wszystko to utwierdziło mnie w przekonaniu, że wyrok na mój artykuł wydany był natychmiast po jego ukazaniu się. Dowodzą tego fakty (w myśl przewodniej zasady p. Neumarka, tak pięknie ujętej w ostatnim zdaniu jego artykułu), że artykuł został bardzo pobieżnie przeczytanym, na skutek czego ustępy, które zdaniem p. Neumarka są w sprzeczności z sobą, w mym pojęciu zupełnie logicznie się wiążą.

P. Neumark, nie bacząc na to, iż zaznaczyłem na wstępie mego artykułu, że posługuję się danemi z niezwykle ubogiej literatury istniejącej w tym zakresie, zaczerpniętemi z możliwie dla mnie dostępnych książek, zaatakował nie tylko p. Warner'a, ale nawet i p. Weick'a, którego prace z zakresu teorji i obliczeń śmigieł stoją na b. wysokim poziomie.

Pod względem wniesienia czegoś nowego do tak interesującego tematu, przez osobę mogącą zawodowo poświęcić swój czas na badania i rozważania teoretyczne jak i badania laboratoryjne, artykuł p. Neumarka absolutnie nic nowego nie wnosi, natomiast jeżeli chodzi o formę prowadzenia polemiki, finezje pewnych zwrotów i sprecyzowanie swych zapatrywań, jest on pewnym „curiosum" na łamach techniczno-lotniczej publikacji.

W dokładną ocenę jego formy wdawać się nie będę, uważając to za teren nieodpowiedni, natomiast pozostawiam ją chętnie do oceny czytelników.

Również pozostawię terminologję użytą w poprzednim artykule bez zmiany. Mam nadzieję, że czytelnicy nieprzewrażliwieni na tym punkcie, wnikną w intencje mego artykułu, i treść jego zrozumią.

Po tych krótkich wyjaśnieniach przystąpię do właściwej repliki.

Odnośnie do uwagi zamieszczonej w pierwszej kolumnie strony 50 u góry, stwierdzam raz jeszcze, że dla danego położenia osi silników względem śr. c. samolotu, moment ciągu względem tego samego śr. c. nie przedstawia specjalnych trudności rachunkowych, nie twierdziłem natomiast nigdy i nigdzie, że moment ten nie odgrywa poważnej roli w ogólnym bilansie momentów, a zwłaszcza przy rozwiązaniu nie ortodoksalnem.

Tam, gdzie moment ciągu śmigła względem śr. c. odgrywa poważną rolę, w rachunku stateczności podłużnej samolotu, również nie mniej poważną rolę odgrywa wpływ ciągu śmigła na usterzenie poziome. Umieszczenie więc opierzenia dla płatowca takiego typu jest rzeczą pierwszorzędnej wagi, i nie wyobrażam sobie konstrukcji np. wodnopłata z silnikami wysoko wyniesionemi, gdzieby oś ciągu mogła daleko przebiegać od płaszczyzny opierzenia poziomego.

Zjawiska zachodzące przy normalnych samolotach, t. j. o rozwiązaniach konstrukcyjnych najczęściej spotykanych przy samolotach lądowych, dlatego do tej pory nie przedstawiały dla nas specjalnego zainteresowania, ponieważ zawsze zbiegiem okoliczności umieszczamy

opierzenie tak, aby swe zadanie na gazie otwartym i zredukowanym spełniało, tembardziej, że mając do czynienia z samolotami jednosilnikowemi, nie mieliśmy wypadku objęcia całego opierzenia wpływem ciągu śmigła, wpływ ten rozciągał się więc tylko na część opierzenia, a następnie nie wiemy, czy właśnie wszystkie samoloty budowane u nas zachowywały się zupełnie poprawnie przy przejściu do lotu ślizgowego z lotu silnikowego i odwrotnie. Zresztą to nie jest wcale wytłumaczeniem dla nas samych, że jeśli pewne zjawiska nawet chwilowo nie nastręczają nam kłopotów w praktyce, to nie należy się niemi zajmować. Łatwo jest wygłaszać tego rodzaju powiedzenia p. Neumarkowi, skoro wie, że w danej chwili nie poniesie żadnej odpowiedzialności przy budowie prototypu, ponieważ nawet najstaranniej przeprowadzone badania laboratoryjne nie są w stanie dać konstruktorowi 100%-wej gwarancji poprawności zachowania się samolotu w locie.

Przytoczę tutaj chociażby przykład samolotu „P. W. S. 54", samolotu znanego obecnie z poprawności zachowania się w locie i spełniającego wszystkie warunki wymagane dla tego typu samolotu. Badania w tunelu nie mogły dać odpowiedzi całkowitej na pewne początkowe nieprawidłowości zachowania się samolotu, tunel w tym wypadku spełnił całkowicie swą powinność, reszta należała do konstruktora. Niestety znalezienie błędu (zmiana kształtu wiatrochronu) nie odzwierciadliło się w tym stopniu w dodatkowych badaniach laboratoryjnych, jak to jednak miało miejsce w rzeczywistości. Wynika z tego wniosek, że w dziele budowy, tak teorja jak i eksperymentacja mają swe znaczenie, i współpraca konstruktora z nauką ścisłą musi się uzupełniać. Obserwacja pewnych zjawisk zachodzących w praktyce, następnie chęć zabezpieczenia się przed nieprzewidzianemi ich skutkami, wszystko to zachęciło mnie do powtórnego, a obecnie prawie, że bezpośrednio związanego z mą pracą zawodową zagadnienia, mając nadzieję zainteresowania nią szerszego ogółu, a tem samem zabezpieczenia siebie i może i innych konstruktorów przed skutkami przeoczenia niektórych zagadnień. Z repliki wynikałoby jednak zaprzeczenie możliwości czynienia jakichkolwiek samodzielnych dociekań przez osoby stojące poza instytucjami wyłącznie badawczemi. Chęć wniesienia czegoś nowego, nawet jeśli zawierałaby rzeczy nie całkowicie sprawdzone, jest zawsze godna pochwały, tem sobie np. tłumaczę to, że rozprawa p. Neumarka p. t. „Hamowanie kół lądującego samolotu", nie spotkała się z krytyką na piśmie, chociaż zawierała nieścisłości.

Ale wróćmy do zasadniczego tematu. Otóż wszystkim, którym technika latania nie jest obcą, jest wiadomem, że samolot stateczny ma nietylko akcentować swą stateczność w locie ślizgowym, ale również i silnikowym.

Na czem polega owo akcentowanie stateczności? Przedewszystkiem na tem, że samolot z wyłączonemi silnikami(kiem) musi posiadać tendencje do zwiększenia swej szybkości lotu nawet bez udziału pilota, a więc przejścia na mniejsze kąty natarcia. Jest to recepta stara, nie będziemy na razie absolutnie starali się jej poprawić. Otóż w wypadku nieortodoksalnego samolotu (silniki wysoko nad śr. c.), wyłączenie silników lub zredukowanie gazu spowoduje znaczną zmianę w równowadze statycznej samolotu. Samolot taki, gdyby nie dobroczynne działanie wpływu ciągu śmigła na opierzenie, które wyniesione w tych wypadkach wysoko ponad kadłub posiada b. wysoki spółczynnik wydajności (mam na myśli wydajność opierzenia w strumieniu ciągu śm.), miałby tendencję do przejścia na kąty natarcia, na których groziłaby mu utrata szybkości. Nawet jeżeli ubytek odpowiedniego momentu opierz. poz. nie zdoła w całości skompensować ubytku momentu ciągu, wtedy chodzi o to, aby wysiłek pilota (zwłaszcza przy dużych jednostkach) przez czas, kiedy zmienia np. ustawienie statecznika nie był zbyt duży.

Przypuszczam mimo wszystko, że w najbliższym czasie zaczniemy badać w tunelu aer. stateczność podłużną z uwzględnieniem działania ć. śm. Wtedy zaproponuję p Neumarkowi, aby porównał mą niedokładną metodę z rezultatami badań labor. i wytknął mi % błędu. Na to chętnie się zgodzę; jeśli będę miał do dyspozycji dokładniejszą metodę, chętnie nią się będę posługiwał, i to bez żadnych zastrzeżeń.

Poproszę również p. Neumarka, aby zechciał sobie przeczytać ostatni, t. j. kwietniowy numer „Aéronautique", a mianowicie artykuł dotyczący dmuchań samolotu „Pander" i jego opisu technicznego. Z artykułu tego wynika jasno, że tak Francuzi, jak i Anglicy stosują metodę badania wpływu ciągu na stateczność, i zdają sobie doskonale sprawę z jej ważności w całokształcie badań.

W artykule p. Neumarka spotyka się tego rodzaju ustęp: „Wpływ strumienia pozaśmigłowego mógłby być natomiast pominięty, chyba tylko w wyjątkowych konstrukcjach, i gdy oś śmigła przebiega daleko od usterzenia (nie od środka ciężkości)". Otóż stwierdzam, że pogląd ten jest zupełnie błędny, gdyż warunek dużej odległości osi silników od śr. c. samolotu, pociąga za sobą konsekwencje w postaci odpowiedniego umieszczenia opierzenia poziomego.

Oświadczenie to mija się zupełnie z dotychczasową praktyką lotniczą.

W wydanym w 1931 r. wydawnictwie I. B. T. L., „Badanie stateczności samolotu w projekcie wstępnym", pióra prof. G. A. Mokrzyckiego, znajdujemy na str. 32 następujący ustęp: „Gdy ramię śmigła „*f*" jest duże, jak to ma miejsce np. u wodnopłatowców, z chwilą zamknięcia silnika znika duży moment *(Ff)* pochylający samolot głową w dół. Konstruktorzy kompensują to w ten sposób (jak doświadczenie długoletnie pokazuje z powodzeniem), że ustawiają ukośnie oś śmigła pod kątem 2 do 6^0 względem osi kadłuba, tak aby statecznik był odmuchiwany wiatrem ze śmigła, dając o ile możności, wskutek zwiększonego ciśnienia dynamicznego, moment

równy *(Ft)*, lecz przeciwnego znaku, tak, że z chwilą zamknięcia silnika oba momenty znikają.

Teoretycznie ta rzecz nie jest jeszcze należycie wyświetloną i istnieją tu duże różnice zdań".

Prof. Mokrzycki pozostawił tą sprawę otwartą, natomiast p. Neumark rozsądził ją prędko i bez kłopotu.

Przechodząc do części zatytułowanej „*B*", zajmę się zarzutami skierowanemi przeciwko Warner'owi, które jakkolwiek w pierwszym rzędzie mnie nie dotyczą, jednak ponieważ opierałem się w pewnej mierze na tym podręczniku (verba magistri), uważam za stosowne, zarzuty podniesione przez p. Neumarka nieco inaczej oświetlić.

Przedewszystkiem stwierdzam na samym początku, że p. Neumark uznaje możliwość założenia V_s stałego, i dyskwalifikuje metodę Warnera z zupełnie innych powodów, podczas, gdy ja uważam ją tylko za niesłuszną, ponieważ założeniami swemi zanadto odbiega od rzeczywistości.

Aby metodę Warnera uprzystępnić dla czytelników „Przeglądu Lotniczego", muszę się cofnąć jeszcze do rozdziału zatytułowanego „Statical Longitudinal Stability", na str. 357—8 jego książki „Airplane Design".

Autor układa równania momentów skrzydła i opierzenia oddzielnie w formie:

$$M_w = - L_w (x_w - a) - x_w b.$$
$$M_w = - L_t (x_t - a)$$

(używam takich samych oznaczeń, jak w mym poprzednim artykule), przyczem „*b*" oznacza odległość śr. c. od cięciwy, przy założeniu naturalnie, że śr. c. nie leży na cięciwie.

Autor wyraźnie zaznacza, że *charakter stateczności określa raczej przebieg krzywej momentów*, aniżeli jakakolwiek absolutna wartość. (Zdaniem p. Neumarka brak fizycznego sensu w różniczce).

Otóż, aby zachowanie się krzywej momentów i jej kierunek nachylenia określić, autor różniczkuje $\frac{dMw}{d\alpha}$ i $\frac{dMt}{d\alpha}$ i stwierdza fakt dla nas nie pozostawiający żadnej wątpliwości, że dla obecnie stosowanych założeń stateczności, pochylenie krzywej momentów opierzenia winno być zawsze negatywne, natomiast pochylenie krzywej momentów skrzydła może być dowolne, jednak winno być pozytywne (przynajmniej na pewnym obszarze kątów). Przyjmując przybliżenie (dopuszczalne), że śr. c. leży na cięciwie profilu, i zakładając, że $L_w = \frac{\alpha dLw}{d\alpha}$, co wobec zależności linijnej na dużej przestrzeni możemy uczynić, dochodzi Warner do pewnego kryterjum:

$$(x_w - a) + \alpha \frac{dxw}{d\alpha} > 0$$

Równanie to stanowi tylko pewien wskaźnik dla nas, jakim warunkom winniśmy zadość uczynić, aby zachować *umówiony charakter stateczności*, nie mówi nam natomiast o wielkości stateczności, gdyż charakter i dokładny przebieg krzywej momentów nie jest nam jeszcze znany. Trudno więc mówić o jakiemkolwiek fizycznem określeniu stateczności, skoro jako zadanie postawiliśmy sobie jedynie, czy w danych warunkach możemy wogóle o niej mówić.

Jeżeli chcemy wprowadzić do oceny stateczności pewną konkretną wartość porównawczą, wtedy uciekamy się do stosunku $\frac{dCmg}{d\alpha}$ albo w przybliżeniu $\frac{dCmg}{dcy}$ a co dzisiaj dla każdego typu płatowca oznaczamy. (O potrzebie pomiarów tych współczynników na istniejących i dobrze latających płatowcach mówiłem na konferencji w I. B. T. L. w 1932 r.).

Ponieważ Warner założył zgóry (i słusznie), że chodzi nam o charakter stateczności, a więc i rodzaj nachylenia krzywych stateczności dla lotu silnikowego nie powinien ulec zmianie, wobec czego, postępując podobnie jak i dla lotu ślizgowego, doszedł od pewnej nierówności, która nietylko, że jest poprawnie wyprowadzoną, ale nie zawiera tych cech przestępstwa, o których p. Neumark pisze, tembardziej, że sam potwierdził możliwość założenia V_s jako wartości stałej. Nie widzę tutaj zupełnie racji, dlaczegoby nie można było wykonać różniczkowania dla pewnej wartości L_w skoro nam chodzi o nachylenie krzywej momentów, a więc styczną do niej w dowolnym rozpatrywanym punkcie. Stanowczo natomiast dziwnym wydaje mi się odskok w kierunku stateczności dynamicznej, o której zupełnie artykuł nie mówi.

P. Neumark pomieszał analizę równania z jego założeniami i stąd cała burza i skazanie na zagładę p. Warnera.

W braku zapewne danych doświadczalnych, p. Warner nie podaje nam spółczynników potrzebnych do określenia nachylenia krzywej momentów, czyni to jednak bardzo pięknie p. Diehl, określając te współczynniki na podstawie badań doświadczalnych dla różnych typów płatowców.

Co do rzekomych zarzutów stawianych badaniom tunelowym, to niestety nie mogę ich w mym artykule znaleźć, przeciwnie, zawsze podkreślam, że jeśli posiadamy możność ich przeprowadzenia, należy je wykonać. Jedyne wyrażenie moje, co do którego (gdyby ktoś chciał naturalnie), możnaby się przyczepić, że obecnie dmuchamy przy stałej szybkości wiatru, jest tylko stwierdzeniem faktu, a nie krytyką.

Wnioski wyprowadzone z odpowiednich nierówności podnoszą pierwszorzędne znaczenie umieszczenia opierzenia w stosunku do działania wpływu ciągu śmigła.

Zgadzając się zupełnie z p. Wagnerem, podkreślam możność zaradzenia wielu błędom konstrukcyjnym, jeżeli chodzi o prawidłowość przejścia z lotu silnikowego do ślizgowego i odwrotnie, przez racjonalną zmianę położenia i wydłużenia opierzenia poziomego. Replika p. Neumarka jest najzupełniej gołosłowną. Tutaj moja

długoletnia praktyka konstruktorska może mi dać stanowczo dużo więcej wczucia się w te rzeczy, aniżeli żonglowanie pewnemi powiedzeniami przez p. Neumarka.

Co do pseudo nieporozumienia odnośnie do wydajności opierzenia i zapytania, względem jakiego normalnego działania ma być odniesiony współczynnik wydajności, to wydajność podstawową rozumiem jako odnoszącą się do opierzenia samego (bez kadłuba i t. d.), bez uwzględnienia odchylenia strug za płatem i bez zwiększenia szybkości z V na Vs. Wartość wydajności na płatowcu waha się w granicach 0,6 do 1,0. (0,1 jest zwyczajnym błędem drukarskim).

Wartości te brałem o ile sobie przypominam (replikę tę piszę w podróży), z książki Glauert'a i Peaterfield'a, niestety nie mam tego wydawnictwa pod ręką, aby p. Neumarkowi przytoczyć skąd ta dolna granica może się wziąć.

Zresztą w Warnerze przytoczony też jest przykład dwupłata z dwoma gondolami na dolnem skrzydle, leżącemi dość blizko kadłuba. Wydajność mierzona w tym wypadku wynosiła 0,54. Naturalnie są to wypadki specjalnie źle przestudjowanych płatowców.

Wydajność części objętej działaniem ciągu spada w wypadku, jeżeli przeprowadzimy teoretyczny podział opierzenia na część objętą działaniem wpływu ś. śm., i nie. W wypadku normalnego samolotu jednosilnikowego, rozpiętość opierzenia dla części objętej wpływem będzie mniejszą, następnie wpływ kadłuba, wykroi na ster kierunku, wystające ew. części dźwigien, wszystko to będzie pomniejszać wydajność tej części opierzenia, natomiast część zewnętrzna, leżąca poza wpływem, będzie miała wydajność bardzo wysoką. Sumaryczna wydajność całego opierzenia nie zmieni się zasadniczo. Podział ten przeprowadziłem, aby umożliwić uwzględnienie dla nowej szybkości V_s zmiany momentu opierzenia, i to naturalnie właśnie części objętej działaniem ciągu.

W każdym z tych wypadków można doskonale laboratoryjnie wydajność określić, i kwestja sporna w jakich granicach wydajność będzie się wahać, odpadnie.

W celu uwzględnienia zmiany szybkości strugi w ciągu śmigła wprowadziłem fikcyjny wypór opierzenia Lc_t'.

Zarzut, że działanie śmigła nietylko zwiększa prędkość, ale równocześnie zmienia kierunek, regularność i symetrję jest słuszny. Nie powinien jednak p. Neumark zapominać, że jeżeli chodzi o uwzględnienie zmiany kierunku przepływu, to potrafimy to uczynić, natomiast jeżeli chodzi o asymetrję przepływu, to sprawa ta nie przedstawia się tak groźnie. Z wykresów zaczerpniętych z Watts'a możemy sobie zdać sprawę, że rozkład ciśnienia nie będzie symetryczny dla obu połówek opierzenia (musiałem o tym wiedzieć widocznie), nas jednak obchodzi tylko średnia wartość ciśnienia, a więc i takie same założenia możemy uczynić dla V_s. Z faktu, że czegoś nie możemy opanować w 100% nie wynika, że nie wolno uciekać się do metod przybliżonych.

Natomiast główne nieporozumienie, a raczej niezrozumienie sensu mego artykułu zaczyna się w momencie, kiedy po przytoczeniu zarzuconego obecnie poglądu niemieckich konstruktorów (również ten sam pogląd figuruje w aerodynamice Fuchsa i Hopfa) i to w formie „należałoby wyciągnąć wniosek" staram się wytłumaczyć dlaczego warunek $Lc_t = 0$ nie mógł dać również w efekcie i $Lc_t' = 0$.

Jest dla mnie rzeczą zupełnie jasną i zrozumiałą, że skoro uczyniono założenie $Lc_t = 0$, czyli równocześnie moment opierzenia względem śr. c. $M_t = 0$, to wypadkowa sił aerodynamicznych całego płatowca, dla nieistniejącej siły nośnej opierzenia, musiała przechodzić przez śr. c. płatowca, a więc śr. c. musi posiadać znacznie bardziej cofnięte położenie w stosunku do średniej cięciwy, aniżeli to spotykamy przy istnieniu odpowiedniego momentu opierzenia (abstrahujemy na razie od momentu oporu opierzenia).

Porównanie moje jest jasne, i uwaga p. Neumarka o zachowaniu się profili nie ma tutaj żadnego znaczenia, ponieważ dyskutujemy względne położenie środków parcia, niezależnie od tego, czy mamy do czynienia z profilami wklęsłemi, czy też dwuwypukłemi.

Przez wyrażenie „daleko wtyle średniej cięciwy" rozumiałem takie położenie śr. c., które odbiega od dzisiejszej praktyki. Insynuowanie mi nieznajomości zachowania się profili uważam za zbyt daleko posuniętą złośliwość. Zresztą warunek momentu zerowego opierzenia i równowagi płatowca, położenie środka ciężkości płatowca określa bez żadnej niepotrzebnej dyskusji.

Jeżeli tą teorję poruszyłem, to tylko dlatego, że pokutuje ona nie tylko w Fuchsie i Hopfie, ale i w innych podręcznikach nie będących wcale na indeksie (np. t. zw. krzywa biegunowa równowagi i warunek stycznej wyprowadzonej do niej ze śr. c. dla położenia równowagi).

„Clou" rozumowania p. Neumarka spotykamy dopiero teraz. Skoro wyraźnie zaznaczyłem, że Lc_t', nie możemy uczynić równe Lc_t i warunek ten *wykluczamy zgóry*, tem samem zaznaczyłem najwyraźniej, że nie może być mowy o równowadze bez udziału opierzenia poziomego. Zresztą cała myśl przewodnia mego artykułu polega na odpowiedniej zmianie momentu opierzenia, i to zmianie właśnie w granicach żądanych, a nie przypadkowych i dowolnych, kilkakrotnie bowiem w trakcie mego artykułu podkreślałem w jakich granicach zmiana ta winna się odbywać, aby zmiana kąta równowagi była taka, jakiej z punktu widzenia poprawności zachowania się samolotu wymagamy.

To też wniosek p. Neumarka o wyrównoważeniu samolotu bez udziału opierzenia dowodzi tylko złego przeczytania artykułu.

Również uwaga autora krytyki o zdumiewających mych twierdzeniach jest rozbrajającą. Raz dziwi się, jak mogę przytaczać zarzucone poglądy starszych konstruktorów (nietylko konstruktorów, uwaga autora), chociaż właśnie warunek $Lc_t = Lc_t' = 0$ był tym zarzuconym kryterjum, natomiast logiczna analiza równania

$$V_s^2 \cdot Lc_t = V^2 \cdot Lc_t',$$

powiada nam, że im bardziej będziemy się zbliżać do granicy $V_s = V$, co ma miejsce dla dużych szybkości samolotu, tem mniejsze będą różnice momentu opierzenia ze względu, że V_s nie wiele odbiega od V dla dużych szybkości.

Przykładowo rzecz ta się tak przedstawia, że dodanie gazu na dużej szybkości (powiedzmy w ostrym locie ślizgowym), mniej wpłynie na zmianę warunków równowagi (abstrahując od momentu ciągu śmigła względem śr. c.,) aniżeli dodanie gazu na małej szybkości. To też wniosek mój z równania poprzednio wzmiankowanego był taki, że, gdybyśmy mieli takie silniki, na których stale latać byśmy mogli na pełnym gazie (położenie równowagi płatowca dla kąta odpowiadaj. V maks.), wpływ ciągu śmigła przy przejściu do lotu ślizgowego byłby coraz mniejszy.

Idąc dalej podałem, że operowanie wzorem Breguet'a jest łatwiejsze dla użytku konstruktora, ponieważ nie wymaga dodatkowej pracy rachunkowej przeliczania stosunku $\frac{V_s}{V}$. Wyraziłem się w ten sposób, ponieważ konstruktor odpowiednie wartości c_x ma przeliczone w obliczeniach aerodynamicznych; w rzeczywistości naturalnie, że zdąża się do tego samego celu.

Uwaga p. Neumarka, że współczynnik podany przez Breguet'a 0,5 — 1,0 (dlaczego teraz wartość 0,5 nie jest kwestjonowana), ujmować ma wpływ odległości usterzenia od śmigła jest tylko wodą na mój młyn, ponieważ dopiero w mym artykule pierwszy wpływ ten zaznaczyłem. Natomiast Breguet podaje współczynnik ten bez żadnych komentarzy.

Ponieważ $\frac{V_s}{V} = \sqrt{1 + \frac{20{,}5 \cdot T}{D^2 \cdot V^2}}$

a stawiając $T = \frac{C_x \cdot S \cdot V^2}{16}$ (błąd wprowadzenia w liczniku V^3 rzeczywiście został przeoczony, za co czytelników przepraszam, nie zmienia on jednak sensu wyprowadzonego równania).

otrzymamy $\frac{V_s^2}{V^2} = 1 + \frac{20{,}5 \cdot C_x \cdot S}{16 \cdot D^2}$

lub $\frac{V_s^2}{V^2} = 1 + \frac{4 \cdot S}{\pi \cdot D^2} \cdot C_x$

nowy więc wypór opierzenia będzie

$$\left[\text{ponieważ } Lc_t' = Lc_t \left(\frac{V_s}{V}\right)^2 \text{ lub } C_y' = C_y \left(\frac{V_s}{V}\right)^2\right]$$

$$C_y' = C_y + C_y \frac{4 \cdot S}{\pi \cdot D^2} \cdot C_x \cdot \eta$$

gdzie wyraz drugi charakteryzuje tylko przyrost nośności, i dlatego tylko drugi wyraz możemy mnożyć przez odpowiedni współczynnik, ponieważ przyrost nośności opierzenia zależeć będzie nie tylko od wzrostu V na V_s, ale również od tego, jaki skutek wzrost nośności właśnie na części objęte działaniem wywoła, a więc i od wydajności tej części opierzenia. Z ostatnio podanego wzoru widać oczywisty związek między równaniem podanym poprzednio przeze mnie, a ujęciem tej kwestji przez Breguet'a.

Co do zarzutu, że nazywam mylnie ruch śrubowy spiralnym, to odpowiem, że ponieważ mamy do czynienia ze zmienną średnicą słupa powietrza, ruch ten również można nazwać spiralnym. Zresztą tak samo nazywa go Weick w swej książce „Aircraft Propeller Design", str. 101, a mianowicie pisze „*Slipstream, which follows a twisting or spiral path.*"

Ponieważ po przejściu słupa powietrza przez płaszczyznę śmigła mamy do czynienia ze zmianą nietylko szybkości, ale i ciśnienia, na skutek czego teorja Froude'a właśnie się wywodzi z zastosowania równania Bernouillego (patrz Weick, str. 6), pozwoliłem sobie na użycie wyrażenia „zgodnie z równaniem Bernoulli'ego". Zresztą na str. 101 tej samej książki Weick'a czytamy „the diameter of this column, according to Bernoulli's equation..."

„Verba magistri". Pan Weick czeka na sprostowanie.

Nie obeszło się również i bez krytyki zachowania się i kształtu strumienia pozaśmigłowego, chociaż i tutaj rzecz polega jedynie na przeoczeniu pewnych mych objaśnień, które najwyraźniej w tekście mego artykułu są podane.

P. Neumark raz wspomina o przewężeniu słupa (str. 58, kolumna prawa) i zjawisko tłumaczy prawem ciągłości, następnie zaś mówi (nieco niżej) o rozszerzeniu się strumienia w miarę oddalania się od płaszczyzny śmigła, które to rozszerzenie ma miejsce nawet dla nielepkiego ośrodka. Uwagi bardzo słuszne, gdyby tylko nie to małe ale, że, jeżeli chodzi o przewężenie strumienia po przejściu poprzez płaszczyznę śmigła, to zaznaczyłem za swym mistrzem Weick'iem, iż przyjmuję, że obecność kadłuba (strata pow. przekroju) niejako rozpiera słup powietrza poza śmigłem, wobec czego przyjąłem średnicę słupa powietrza poza śmigłem równą jego średnicy.

Następnie cały rachunek przeprowadziłem *dla stałej szybkości* V_s. Ponieważ fakt zmiany szybkości w płaszczyznach równoległych do płaszczyzny śmigła ma miejsce, jak również i ciśnienie „p" ulega zmianie, należałoby wprowadzić w bardzo dokładne obliczenie również i poprawkę na zmianę szybkości V_s.

Przyjmując jednak, że odległość między śmigłem i opierzeniem jest niewielka (przeciętnie zapewne będzie około 4 × *D.)*, i że zmiany szybkości również nie będą wielkie, pozostawiamy w rachunku szybkość V_s jako stałą.

Wykres rozkładu szybkości mówi wobec tego sam za siebie, i wiadomo, co ma za cel przedstawić.

Mogę uważać jedynie zarzuty, co do postawionych założeń za nadające się do dyskusji, ale nie te, które p. Neumark wysuwa.

Odnośnie do zarzutów, że rolę poszczególnych współczynników nie są dokładnie omówione, to musiałbym

napisać cały nowy artykuł, gdyby nie to, że po powtórnem przeczytaniu uważnem mego poprzedniego artykułu, mogę skonstatować jedynie brak wyjaśnienia, co oznacza μ_t — otóż jest to współczynnik wypadkowy całego opierzenia (tail coef.).

Jeżeli chodzi o zagadkowy wykres 12, to jeżeli p. Neumark przeliczy sobie punkt środkowy paraboli, to skonstatuje, że dla wartości szybkości $V_s = 1{,}15$ (wartość średnia między $V_s = 1$, i $V_s = 1{,}3$), leży on tak blisko linji prostej, że praktycznie w tym przypadku, ponieważ i tak operujemy przybliżeniami, nie ma to znaczenia. W rzeczywistości niema dwu zdań, że wymieniona krzywa będzie parabolą, jak to wynika z równania

$$Lc_t' = Lc_t \left(\frac{V_s}{V}\right)^2.$$

Twierdzenie, że rachunek ten nie został potwierdzony żadnym doświadczeniem nie jest zgodne z rzeczywistością. Samoloty, do których był zastosowany okazały się od pierwszego lotu zupełnie poprawnemi pod względem reakcji opierzenia przy przejściach w żądane stadja lotu.

Jedynym słusznym wnioskiem byłoby przypuszczenie, że należy zbadać doświadczalnie tą metodę na innych jeszcze płatowcach, aby mieć więcej materjału doświadczalnego, a zwłaszcza zastosować ją w konstrukcji specjalnie odbiegającej od szablonu.

Całość krytyki, świadczy o wyjątkowo nieprzychylnem nastawieniem autora krytyki do poruszonego problemu.

Inż. W. JAKIMIUK

Obciążenie w locie, a bezpieczeństwo samolotu

Bezpieczeństwo samolotu zależy od szeregu różnorodnych warunków, z których najważniejszemi są następujące:

1. Samolot musi posiadać pewne minimum wytrzymałości, zgodnie z warunkami ściśle określonemi dla każdego typu.
2. Samolot winien mieć własności lotne, określone jego przeznaczeniem.
3. Silnik musi pracować niezawodnie w pewnych określonych warunkach funkcjonowania.
4. Przyrządy pokładowe powinny wskazywać prawidłowo.
5. Pilot musi kierować samolotem w ten sposób, aby nigdy nie były przekroczone graniczne warunki, określone dla danego samolotu. (Należy rozumieć, że wszystkie ewolucje muszą być robione miękko, bez brutalizowania).
6. Warunki atmosferyczne muszą być takie, aby przy poprawnem pilotowaniu samolot nie przekroczył warunków granicznych.

Spełnienie warunków 1, 2, 3 i 4 zależy od konstruktorów płatowców, silników i przyrządów pokładowych; spełnienie 6 warunku częściowo zależy od służby meteorologicznej, która musi wstrzymywać loty, mogące się odbyć w warunkach nieodpowiednich; wreszcie, jeśli wszystkie te warunki są spełnione, bezpieczeństwo samolotu zależy od umiejętności i dobrej woli pilota.

Pominiemy kwestję niezawodności silnika i przyrządów pokładowych.

Wiemy, iż nowoczesne silniki są mechanizmami wysokowartościowemi, stuprocentowo niezawodnemi w rękach obsługi fachowej.

Przyrządy pokładowe posiadają dostateczną dokładność, aby pilot mógł określić warunki, w których leci. Każdy poszczególny typ samolotu przeznaczony jest do pewnych celów, określających warunki, w których samolot ma startować, latać i lądować. Te warunki określają wytrzymałość samolotu i jego własności lotne.

Samolot zostaje skonstruowany w ten sposób, aby mógł przenieść wszystkie możliwe obciążenia, mogące wystąpić podczas normalnego funkcjonowania.

Z chwilą jednak, gdy samolot znajdzie się w warunkach wykraczających poza granicę określoną jego przeznaczeniem, jego wytrzymałość lub własności lotne mogą okazać się niewystarczającemi, aby zapewnić bezpieczeństwo lotu.

Należy jednak stwierdzić, iż określenie warunków, do których samolot jest przeznaczony, nie wystarcza do zapewnienia bezpieczeństwa.

Po ułożeniu tych warunków trzeba umieć dokładnie określić, jakie siły zewnętrzne będą działały na samolot. Siły te dla poszczególnych rodzajów samolotów zostały określone przepisami wydanemi przez instytucje do tego upoważnione.

Przepisy układa się na podstawie rozważań teoretycznych, oraz danych praktycznych, zaczerpniętych z pomiarów na ziemi i w locie.

Niestety, dane teoretyczne i praktyczne, któremi obecnie rozporządzamy są dość skąpe, wskutek czego przepisy nie obejmują wszystkich możliwości mogących zajść w locie nawet odbywającym się w warunkach przepisanych dla danego typu samolotu.

Np. kwestja drgań i obciążeń, które wskutek drgań mogą powstać, nie jest w przepisach uwzględniona, głównie z powodu braku danych, jak teoretycznych, tak i praktycznych.

Niepewność przy określaniu sił zewnętrznych jest jednym z głównych powodów, dla których całkowite bezpieczeństwo w locie nie może być zapewnione. Wprawdzie stopień bezpieczeństwa zwiększa się przez to,

że możliwe ewentualne obciążenia mnoży się przez pewien współczynnik, tak zwany współczynnik pewności, jednak i ta metoda nie rozwiązuje całkowicie kwestji.

Z drugiej strony, mając warunki wytrzymałości samolotu ściśle określone przepisami, niezawsze ma się absolutną pewność, że zostały one bezwzględnie spełnione. Przy projektowaniu samolotu, oblicza się wytrzymałość wszystkich części, których uszkodzenie mogłoby zagrażać bezpieczeństwu samolotu, jednak pozostają pewne części i nawet zespoły, których obliczenie jest niemożliwe ze względu na brak metod rachunkowych.

W tym wypadku ważniejsze zespoły poddaje się próbom statycznym, lecz próby statyczne, nie mogąc zastąpić obciążenia dynamicznego, występującego w locie, nie mogą całkowicie rozwikłać kwestji.

Jednak, wskutek doskonalenia się metod konstrukcyjnych i obliczeniowych, wszystkie wspomniane czynniki, zmniejszające bezpieczeństwo samolotu odgrywają coraz mniejszą rolę.

Przepisy obejmują coraz więcej wypadków lotu, określając je coraz dokładniej i realniej. Metody obliczeń wciąż doskonalą się i coraz mniej części zostaje pominiętych przy obliczeniach lub próbach. Możemy więc powiedzieć, że istnieje pewien procent niepewności w konstrukcji lotniczej, lecz procent ten stopniowo maleje.

Te uwagi odnoszą się do wypadku, kiedy pilot przez cały czas lotu utrzymuje się w warunkach, przepisanych dla danego samolotu. Z chwilą jednak, gdy przez nieostrożność, brawurę pilota lub wskutek warunków atmosferycznych samolot znajduje się w okolicznościach dla danego typu nieprzewidzianych, bezpieczeństwo samolotu jest zagrożone.

Przekroczenie warunków granicznych może nastąpić podczas prób prototypu.

W wypadku samolotu seryjnego, który przeszedł przez próby użyteczności, sytuacja taka jest prawie wykluczona.

Przedtem, nim rozważymy, w jakich warunkach wypadek ten może zajść, przypomnijmy sobie pochodzenie i wielkość sił działających na samolot w locie. Załóżmy, że samolot leci po linji prostej poziomej ze stałą szybkością. Siły zewnętrzne, działające na samolot, są następujące (fig. 1).

1. Ciężar samolotu P, działający jako siła przechodząca przez środek ciężkości samolotu.

2. Ciąg śmigła, T.

3. Wypadkowa siła aerodynamicznych R, działających na samolot.

Wypadkowa sił aerodynamicznych składa się z następujących składowych: siła na skrzydło, na kadłub i opierzenie.

Wypadkowa sił aerodynamicznych rozkłada się na dwie składowe: składowa równoległa do kierunku szybkości samolotu, ta składowa nazywa się oporem czołowym; druga składowa, prostopadła do kierunku szybkości nazywa się siłą nośną lub wyporem samolotu.

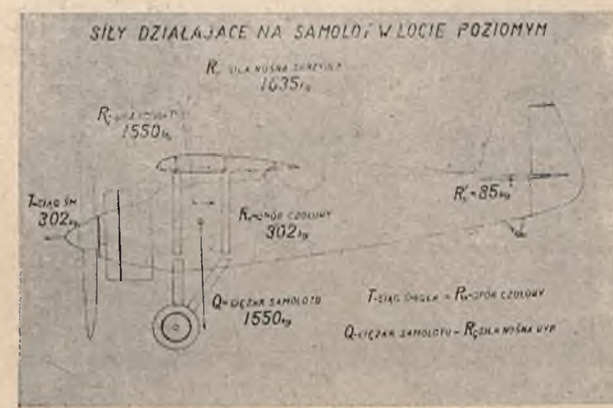


Fig. 1.

$$T = R_x \qquad P = R_y$$

$$R_x = C_x \frac{a}{2g} SV^2 \qquad R_y = C_y \frac{a}{2g} SV^2$$

R_x — opór samolotu,
C_x — współczynnik oporu
$\frac{a}{g}$ — gęstość powietrza przy ziemi,
S — pole powierzchni nośnej,
V — szybkość pozioma,
R_y — siła nośna samolotu,
C_y — współczynnik siły nośnej,

innemi słowy, ciąg śmigła równoważy opór czołowy, zaś siła nośna równoważy ciężar płatowca.

Gdyby samolot nigdy nie wykonywał innego lotu, oprócz poziomego, jednostajnego, należałoby skrzydło zbudować tak, żeby mogło przenieść pojedyńczy jego ciężar. Jednak i w tym wypadku nie wolno byłoby budować skrzydła tak, żeby mogło się złamać pod wpływem ciężaru, niewiele przekraczającego ciężar płatowca. Ponieważ materjał może posiadać wady ukryte, połączenia nitowe i śrubowe mogą być niestarannie wykonane, wreszcie metody obliczeń nie są absolutnie dokładne i pewne, musimy mieć pewien nadmiar wytrzymałości, zapewniający bezpieczeństwo samolotu.

Wreszcie dochodzi jeszcze ten warunek, że pod wpływem obciążenia P, równego ciężarowi płatowca, w żadnym zespole nie powinny powstać trwałe odkształcenia.

Każdy materjał posiada granicę plastyczności, po której przekroczeniu powstają w materjale odkształcenia trwałe.

Jeżeli oznaczymy wartość wytrzymałości na zerwanie danego materjału przez K_r to K_{pl} waha się od 0,5 do 0,8 K_r.

Dlatego też w większości wypadków, konstrukcje oblicza się w ten sposób, żeby pod wpływem obciążeń,

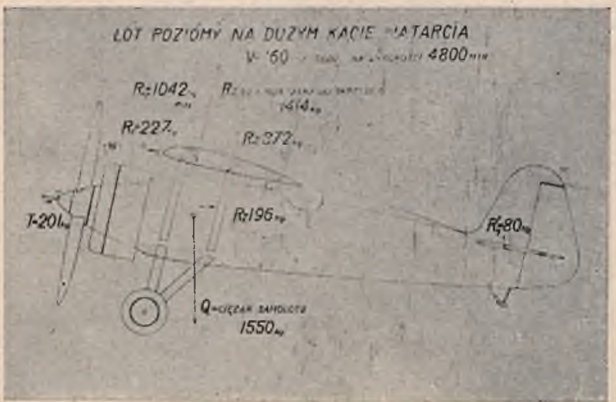


Fig. 2.

które rzeczywiście mogą nastąpić w locie, czyli obciążeń tak zwanych dopuszczalnych, naprężenia w konstrukcji nie przekroczyły granicy plastyczności i dlatego siły dopuszczalne mnożymy przez tak zwany współczynnik pewności, który waha się od 1,35 do 2.

Wobec tego, dla wypadku lotu jednostajnego prostolinijnego, przyjmując współczynnik pewności równy 2, skrzydło należy zaprojektować tak, aby wytrzymało obciążenie $2P$ i mogło złamać się dopiero przy obciążeniu, przekraczającem $2P$. Drugi warunek, który musi spełniać konstrukcja, jest ten, że po obciążeniu skrzydła siłą P i po usunięciu tej siły, nie pozostanie w konstrukcji żadnych trwałych odkształceń.

Każdy samolot jest przeznaczony do wykonywania nietylko lotu jednostajnego prostolinijnego, przy którym obciążenie dopuszczalne na skrzydła wynosi P.

Samolot może, bądź wskutek manewrów pilota, bądź też wskutek warunków atmosferycznych, być obciążony siłami znacznie większemi od jego własnego ciężaru.

Rozważmy szczególny przypadek samolotu myśliwskiego. Obieramy ten właśnie typ dlatego, że samolot myśliwski podczas niektórych ewolucyj bywa silniej obciążany, niż inne typy samolotów.

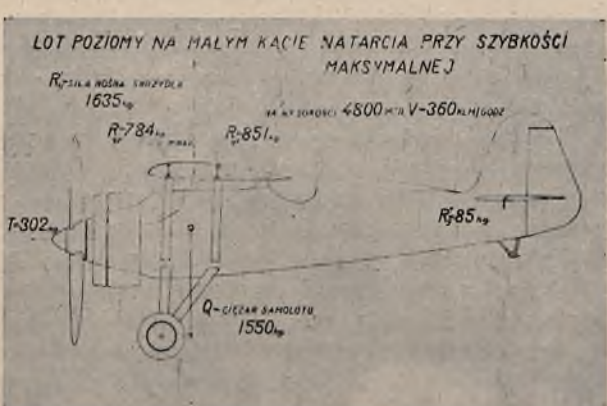


Fig. 3.

Aby zdać sobie sprawę z tego, jakim obciążeniom podlega samolot myśliwski, rozważmy lot, odbywający się w warunkach następujących: samolot leci na małej szybkości, przy dużym kącie natarcia, bliskim do kąta maksymalnej nośności. Lot jest poziomy, jednostajny, fig. 2. Wypadkowa sił na skrzydło znajduje się w przedniem skrajnem położeniu, obciążając więcej przedni dźwigar, niż tylny.

Następnie, zmniejszając kąt natarcia, pilot dochodzi do szybkości maksymalnej, wciąż lecąc po tej samej linji prostej, (fig. 3).

Wypadkowa sił na skrzydło przesuwa się do tyłu, obciążając więcej tylny dźwigar, niż przedni.

W trzeciem stadjum pilot wprowadza samolot w lot nurkowy, jednocześnie redukując gaz, aby nie przekroczyć maksymalnych dozwolonych obrotów silnika (fig. 4). Po pewnym czasie, osiąga samolot szybkość graniczną i leci pionowo wdół. Szybkość graniczna nurkowania zależy od oporu czołowego samolotu i od maksymalnych, dozwolonych obrotów silnika.

W locie nurkowym mogą zajść następujące wypadki:

1-o. Samolot ma mały opór czołowy. Pilot wyłączył gaz. Po pewnym czasie samolot dochodzi do szybkości granicznej. Szybkością graniczną nazywamy szybkość samolotu, przy której jego opór czołowy równa się ciężarowi, siła zaś nośna równa się zeru.

$$P = C_x \frac{a}{2g} S V^2$$

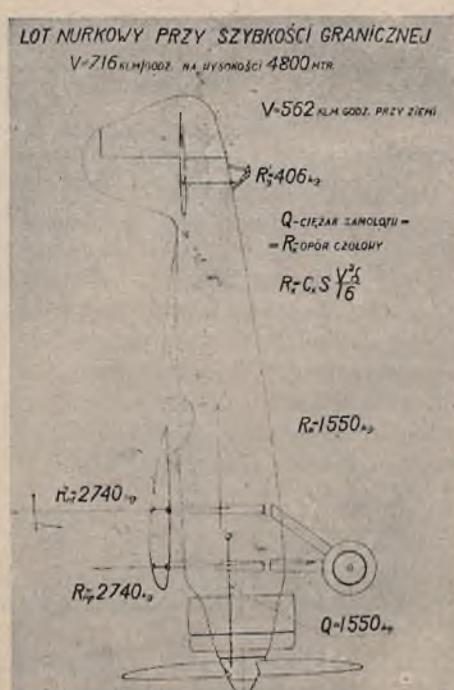


Fig. 4.

Widzimy, że im mniejsze będzie C_x, tem większe będzie V^2. Im większa jest V, tem więcej rosną obroty śmigła. Może się okazać, iż obroty dojdą do dopuszczalnego maksimum wcześniej, niż zostanie osiągnięta szybkość graniczna V, wówczas pilot musi wyprowadzić samolot z lotu nurkowego, w przeciwnym wypadku silnik może być uszkodzony. Dozwolone maksymalne obroty silnika zależą od konstrukcji silnika. Dotychczas we wszystkich silnikach nie wolno było przekraczać obrotów, otrzymanych przy maksymalnej mocy w locie poziomym. Obecnie w niektórych silnikach jest dozwolone przekraczanie obrotów maksymalnej mocy. Np. silnik Wasp firmy Pratt i Whitney, który ma obroty maks. mocy 2200 ob/min., może być w locie nurkowym kręcony na 3200 ob/min. W silnikach typu Jupiter F-VII, nie wolno przekraczać 1950 ob/min., w silnikach typu Mercury IV S 2 — 2600 ob/min., aczkolwiek dochodzą do nas wiadomości, iż firma Bristol kręci Mercurego na 3400 ob/min.

2-o. Samolot ma taki opór czołowy, że jednocześnie osiąga szybkość graniczną i dozwoloną maksymalną szybkość obrotową śmigła.

3-o. Pilot może dać gaz, żeby osiągnąć maksymalne obroty silnika, gdyż szybkość graniczna nie wystarcza do tego, żeby rozkręcić silnik do obrotów maksymalnych dozwolonych.

4-o. Wreszcie pilot może nurkować na gazie, przekraczając obroty maksymalnej mocy, jak to dzieje się w przypadku samolotów z silnikiem Wasp. i czego nie wolno narazie robić z naszemi silnikami.

Jakiego rzędu są szybkości osiągane na współczesnych samolotach myśliwskich?

Szybkości graniczne, obliczane na podstawie charakterystyk aerodynamicznych samolotu, są w samolotach myśliwskich współczesnych rzędu 500 — 600 km/godz. Szybkość graniczna samolotu P — 7 wynosi 530 km/godz.

Dokonano pomiarów szybkości w locie nurkowym samolotu P — 7. Znaleziono, iż nurkując bez gazu, przy szybkości 400 km/godz., osiąga się 1950 ob/min. silnika, wobec czego dalsze zwiększanie szybkości jest niemożliwe ze względu na silnik. Stąd wynika, iż maksymalna szybkość nurkowania samolotu P — 7 wynosi około 400 km/godz. i teoretyczna szybkość graniczna 530 km/godz. nie może być osiągnięta, ze względu na bezpieczeńswo silnika.

Rozważmy teraz, jakie siły zewnętrzne działają na samolot w locie nurkowym.

Ciężar samolotu zostaje zrównoważony oporem samolotu. Siła nośna, działająca na skrzydło, równa się zeru; ciśnienie powietrza na skrzydło rozkłada się w ten sposób, iż w przedniej części skrzydła ciśnienie powietrza jest skierowane wdół, w tylnej zaś do góry.

Wypadkowa ciśnień równa się zeru, lecz ciśnienia te stwarzają moment dodatni, który dąży do obrócenia samolotu dookoła osi poprzecznej, obniżając przód samolotu.

Ten moment przenosi się na dźwigary, obciążając je siłami znacznie większemi, niż te, które występują w locie poziomym.

Fig. 4 przedstawia nam układ sił w locie nurkowym płatowca.

Według obowiązujących przepisów, skrzydło samolotu myśliwskiego ma być zbudowane tak, że może ulec złamaniu dopiero pod wpływem momentu dwukrotnie większego od tego, który może wystąpić w locie nurkowym przy szybkości granicznej.

Używając terminologji przepisów, powiemy, że samolot myśliwski na wypadek lotu nurkowego, musi posiadać współczynnik pewności = 2.

Załóżmy następnie, iż pilot chce wyprowadzić samolot z lotu nurkowego, zwiększając kąt natarcia skrzydła. Samolot obraca się dookoła środka ciężkości, stopniowo przechodząc do lotu poziomego. Środek ciężkości opisuje przytem krzywą.

Środek parcia w miarę zwiększania się kąta natarcia, wędruje do przodu i wreszcie zajmuje przednie skrajne

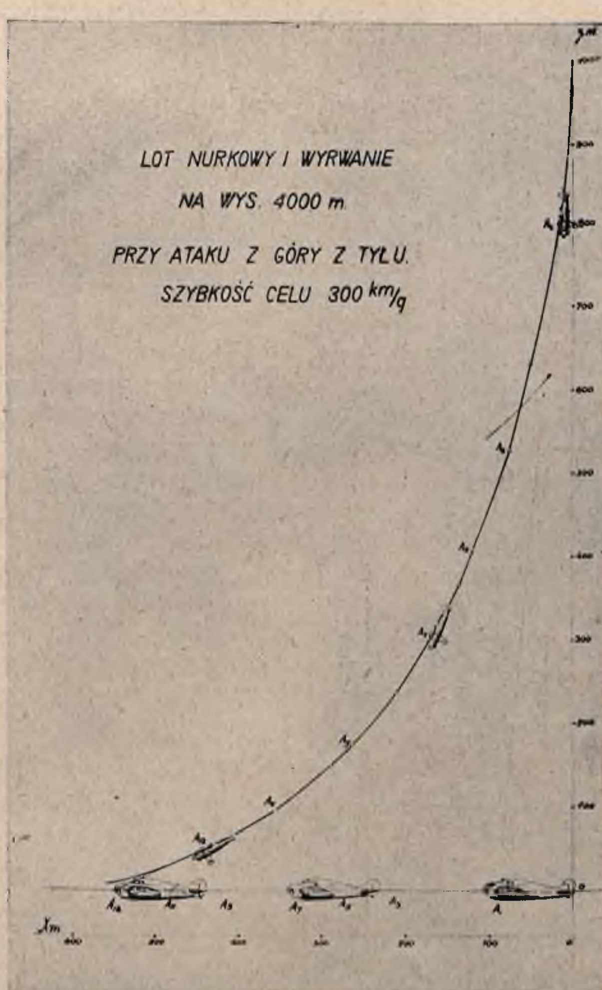


Fig. 5.

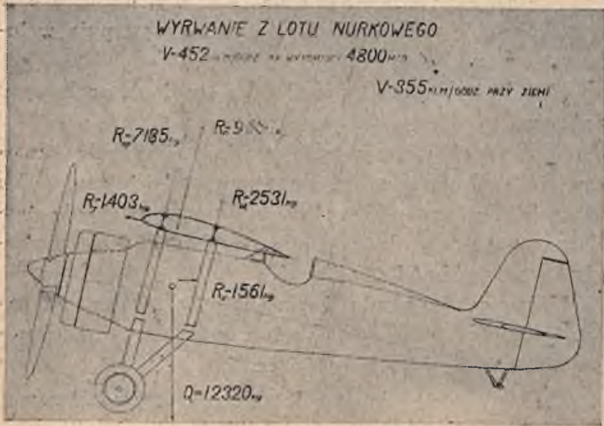


Fig. 6.

położenie przy kącie natarcia, bliskim kąta nośności maksymalnej (fig. 6). W tym momencie na skrzydło działa bardzo duże obciążenie.

Rozważmy, skąd powstaje takie obciążenie. Przed wyrwaniem, samolot poruszał się ruchem prostolinijnym bardzo duże obciążenie.

Dzięki działaniu steru głębokości, poruszanego przez pilota, kąt natarcia, wraz z siłą nośną na skrzydle rośnie, samolot przestaje poruszać się po linji prostej i opisuje łuk krzywej o tem mniejszej krzywiźnie, o ile raptowniejsze jest działanie steru głębokości.

Wiemy z mechaniki, iż na ciało poruszające się po linji krzywej, działa przyśpieszenie, skierowane prostopadle do toru, a ściślej mówiąc, do stycznej do toru, tak zwane przyśpieszenie normalne odśrodkowe.

Przyśpieszenie zjawia się wskutek tego, iż na skrzydła samolotu zaczyna działać olbrzymia siła, pochodząca ze zwiększania kąta natarcia skrzydła, przy bardzo wielkiej szybkości. Siła ta nie równoważy się z ciężarem samolotu i wskutek tego powoduje przyśpieszenie normalne.

Przyśpieszenie to dodaje się do przyśpieszenia ziemskiego, skutkiem czego ciężar samolotu jakby powiększa się wielokrotnie.

Istotnie w locie poziomym ciężar płatowca, jak ciężar każdego ciała, równa się iloczynowi masy przez przyśpieszenie ciężkości.

$$P = Mg$$

Podczas wyrwania do przyśpieszenia ciężkości g dochodzi przyśpieszenie odśrodkowe i siła przyłożona w środku ciężkości samolotu wynosi:

$$F = M. ng.$$

Widzimy, że wszystko dzieje się tak, jakby ciężar płatowca powiększył się n razy. Rozważmy, jaką wartość może osiągnąć liczba n i od czego ta wartość zależy Zobaczymy, iż wielkość obciążeń przy wyrwaniu zależy w dużej mierze od umiejętności pilota. Przyśpieszenie odśrodkowe,

$$a = \frac{V^2}{r}$$

gdzie V jest szybkością samolotu na torze w danej chwili, zaś r promień krzywizny. Szybkość V, która nie może przekroczyć wartości granicznej dla danego samolotu, nie zależy od pilota; jest ona jedną z charakterystycznych cech samolotu. Natomiast promień krzywizny r całkowicie zależy od umiejętności i ostrożności pilota.

Ze wzoru, określającego przyśpieszenie odśrodkowe, widzimy, że im mniejszy jest promień krzywizny toru, tem większe jest przyśpieszenie.

Promień krzywizny jest tem mniejszy, im raptowniejsze jest wyrwanie.

Raptowność, czyli inaczej mówiąc, brutalność wyrwania zależy: 1-o od siły, jaką pilot przykłada na drążku sterowym, 2-o od czasu, w ciągu którego ściągnięcie zostało uskutecznione. Im większa jest siła, i im krótszy jest czas, tem mniejszy jest promień krzywizny, tem większe jest n i tem silniej samolot jest obciążony.

Łatwo jest pokazać, iż ściągając knypel z dostateczną siłą i dostatecznie szybko, można spowodować bardzo wielkie przyśpieszenie; tak wielkie, iż niepodobna byłoby skonstruować samolot, któryby mógł wytrzymać wynikające stąd obciążenia.

Przybliżone obliczenia wykazują, iż przy sile na drążku 70 kg, przy czasie ściągnięcia drążka 0,2 sek. i przy szybkości nurkowania 480 km/godz., przyśpieszenie normalne wyniesie 14 g.

Jest to jednak bardzo wielka siła, która w rzeczywistości nie może być osiągnięta; siła dopuszczalna na drążku wynosi 50 kg.

W celu określenia przyśpieszenia, zachodzącego podczas wyrwania, dokonano szeregu prób.

W roku 1925 pilot amerykański Jimmy Doolittle, wykonał kilka lotów, w ciągu których udało mu się osiągnąć przyśpieszenie bliskie do 8 g.

Jednocześnie stwierdzono, iż wysokie przyśpieszenia występujące podczas wyrwania, wywołują zaburzenia fizjologiczne w organizmie pilota.

Lekarze z McCook Field, gdzie Doolittle wykonywał loty, wypowiadają się w sprawie wpływu przyśpieszeń na organizm pilota w sposób następujący:

„Należy przypuszczać, iż bardzo wysokie przyśpieszenia, lecz krótkotrwałe, nie są bardzo niebezpieczne dla organizmu, natomiast przyśpieszenia rzędu 4,5 g., których działanie trwa w ciągu dłuższego czasu, mogą obezwładnić pilota.

Szkodliwe działanie przyśpieszeń polega na tem, że krew odpływa od głowy, pozbawiając tkanki mózgowe niezbędnego tlenu. Pilotowi zdaje się, że przedewszystkiem skutki przyśpieszenia przejawiają się w ten sposób, iż następuje częściowa utrata wzroku. Zdaniem lekarzy jednak, utrata wzroku następuje względnie najpóźniej;

przedtem następują zaburzenia w innych zmysłach, aczkolwiek pilot tego nie odczuwa.

Przyśpieszenia, które może przenieść człowiek, zależą przedewszystkiem od ciśnienia krwi; im większe jest ciśnienie krwi, tem większe przyśpieszenia można przenieść bez szkody dla organizmu. W razie chwilowej utraty przytomności wskutek przedłużonego działania przyśpieszenia, powrót do zmysłów zależy od stanu serca. Jeśli serce jest zdrowe, to człowiek może znieść przyśpieszenia rzędu 4,5 g. w ciągu dość długiego czasu; jednak po upływie 10 minut nastąpi śmierć.

Naogół, skutki działania nadmiernych przyśpieszeń na organizm są podobne do skutków, spowodowanych brakiem tlenu".

Obecne polskie przepisy przyjmują jako maksymalną siłę, dopuszczalną, działającą podczas wyrwania na samolot, siłę równą około 8-krotnego ciężaru samolotu, zakładając, iż maksymalne przyśpieszenie normalne wyniesie 8 godz.

Przytem stosuje się dwukrotny współczynnik bezpieczeństwa, czyli, że współczynnik obciążenia łamiącego wynosi około 16, innemi słowy skrzydło może się złamać dopiero po obciążeniu, przekraczającem 16-krotny ciężar samolotu. Ten współczynnik nie jest dokładnie ten sam dla wszystkich samolotów myśliwskich. Wartość jego jest uzależniona od ciężaru samolotu i od mocy silnika.

Rozważyliśmy przyczyny powstawania wielkich obciążeń przy wyrwaniu z lotu nurkowego i podaliśmy rząd wielkości tych obciążeń Aby wyczerpać kwestję obciążeń, należy zaznaczyć, iż bardzo znaczne obciążenia mogą wystąpić przy niektórych ewolucjach, wykonywanych na samolotach myśliwskich.

W Stanach Zjednoczonych wykonano szereg prób i pomiarów, które miały na celu porównanie zwrotności samolotów i ich zdolności akrobacyjnych oraz pomiar przyśpieszeń, powstających podczas tych ewolucyj.

Do prób użyto płatowca F 6 C — 3, silnik Curtiss D — 12. 425 H. P. o powierzchni nośnej 23,2 m², ciężarze całkowitym 1350 kg., co daje 58 kg/m² i 3,18 kg/HP oraz płatowca F — 6 C—4, silnik Wasp 425 H.P., o powierzchni nośnej 23,2 m² i ciężarze 1170 kg, co daje 50,5 kg/m² i 2,76 kg/HP.

Samoloty te różniły się tylko silnikami.

Każdy samolot był zaopatrzony w komplet specjalnych przyrządów pomiarowych, pozwalających na zmierzenie wielkości charakterystycznych dla danej ewolucji. Były mierzone: szybkość linjowa, szybkość kątowa, przyśpieszenią i wychylenia steru. Pomiary te dostarczyły szeregu wykresów, które dały obfity materjał, umożliwiający dokładne studja każdej ewolucji.

Część wyników tych pomiarów jest podanaj w postaci wykresów (fig. 7 — 14).

Na fig. 7 i 10 przedstawione są wyniki pomiarów, wykonanych podczas loopingu.

Na fig. 8 — 14 podane są wyniki pomiarów, wykonanych podczas innych ewolucyj; dla przejrzystości zachowano jedynie krzywe, przedstawiające tor środka ciężkości samolotu, przyśpieszenia normalne, szybkości linjowe i wychylenia sterów.

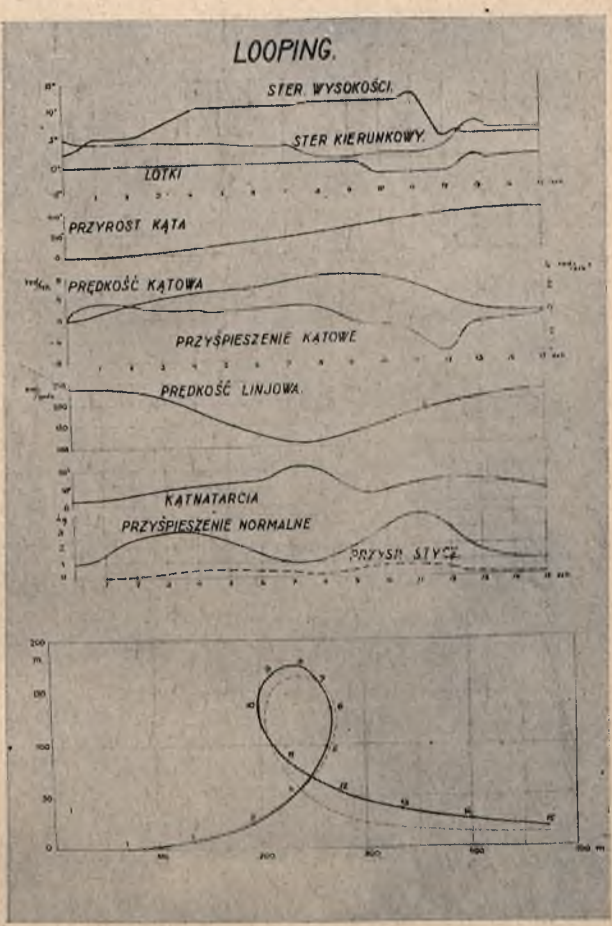


Fig. 7.

Badając materjał, dostarczony przez te doświadczenia, dochodzimy do wniosków następujących:

1. Podczas ewolucji samolotu występują przyśpieszenia normalne do toru, podłużne skierowane wzdłuż toru i poprzeczne skierowane prostopadle do płaszczyzny symetrji samolotu. Z tych trzech rodzajów przyśpieszeń, przyśpieszenia podłużne i poprzeczne nie przekraczają wartości 2 g, wobec czego przyśpieszenia te naogół nie zagrażają bezpieczeństwu samolotu. Natomiast wartości przyśpieszenia normalnego przekraczają 9 g.

2. Największe wartości przyśpieszenia normalnego występują podczas wyrwania z lotu nurkowego, podczas beczki i świecy z lotu poziomego. Podczas wyżej wspomnianych prób największa wartość przyśpieszenia normalnego zaobserwowana podczas wyrwania z lotu nurkowego wynosiła 9,3 g, podczas beczki 6,9 g i podczas świecy 7,8 g.

3. Przyśpieszenia występujące podczas ewolucji w dużej mierze zależą od sposobu posługiwania się ste-

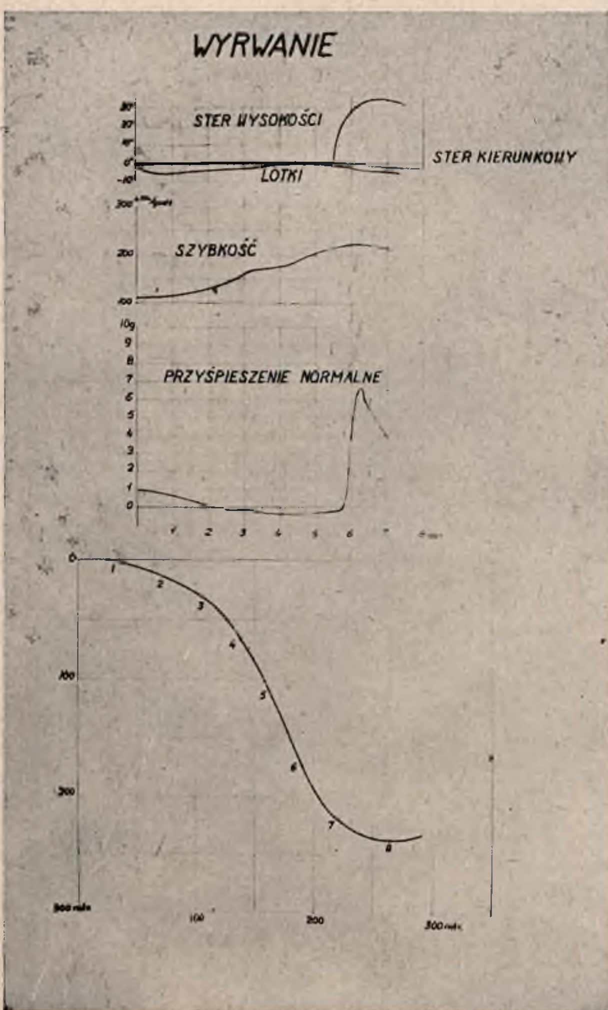


Fig. 8.

rami. Porównując wyrwania przedstawione na fig. 8 i 9 widzimy, iż w pierwszym wyrwaniu ster głębokości zostaje wychylony w ciągu 4 sek. i maksymalne przyśpieszenie normalne wynosi 6,4 g w drugiem wyrwaniu ster został wychylony w ciągu 2,5 sek. przyśpieszenie zaś osiągnęło wartość 9,3 g.

Należy dodać, iż w tym wypadku na wzrost przyśpieszenia wpłynęła również większa szybkość nurkowania.

Na fig. 11 widzimy 3 rodzaje świec, na których wysokości mało różniące się od siebie zostały osiągnięte prawie w jednakowych czasach, natomiast przyśpieszenia normalne, które przytem wystąpiły, wahały się od 4 g do 6,2 g w zależności od szybkości wychylenia steru.

Na fig. 12 widzimy dwa ostre wiraże. Na obu wirażach zwrot o 180⁰ został wykonany w tym samym czasie 7 sek., lecz przyśpieszenia w zależności od łagodności manewru wyniosły 3 g i 4,5 g.

Teoretycznie można dowieść, iż przy odpowiednio silnem i raptownem wyrwaniu na szybkości granicznej można spowodować przyśpieszenia dochodzące do 25 g.

Przypuśćmy, że płatowiec jest budowany na współczynnik 16, obciążenie więc dopuszczalne może dojść do ośmiokrotnego ciężaru płatowca.

Żeby złamać taki samolot należy znacznie przekroczyć 8 g zbliżając się do 16 g. stosując na drążku sterowym siłę rzędu 100 kg, co jest prawdopodobnie fizyczną niemożliwością.

Jest bardzo możliwe, że granica krótkotrwałych przyśpieszeń, które bezkarnie może przenieść organizm ludzki jest znacznie wyższa, niż 8 g.

Chcąc więc doprowadzić wytrzymałość samolotu do wytrzymałości organizmu pilota, doszlibyśmy do współczynników absurdalnych, nie do przyjęcia w konstrukcji.

Należy sądzić, iż współczynnik 16 przy materjałach obecnie używanych w lotnictwie nie powinien być przekroczony dla samolotów myśliwskich bez względu na to, jakie przyśpieszenia mogą powstać przy wyrwaniu.

Zabezpieczenie samolotu przed wypadkiem musi spoczywać na innych zasadach. Jeśli chodzi o konstruktora, to musi dążyć do tego, aby materjał konstrukcyjny był wyzyskany do maksymum. Przedewszyst-

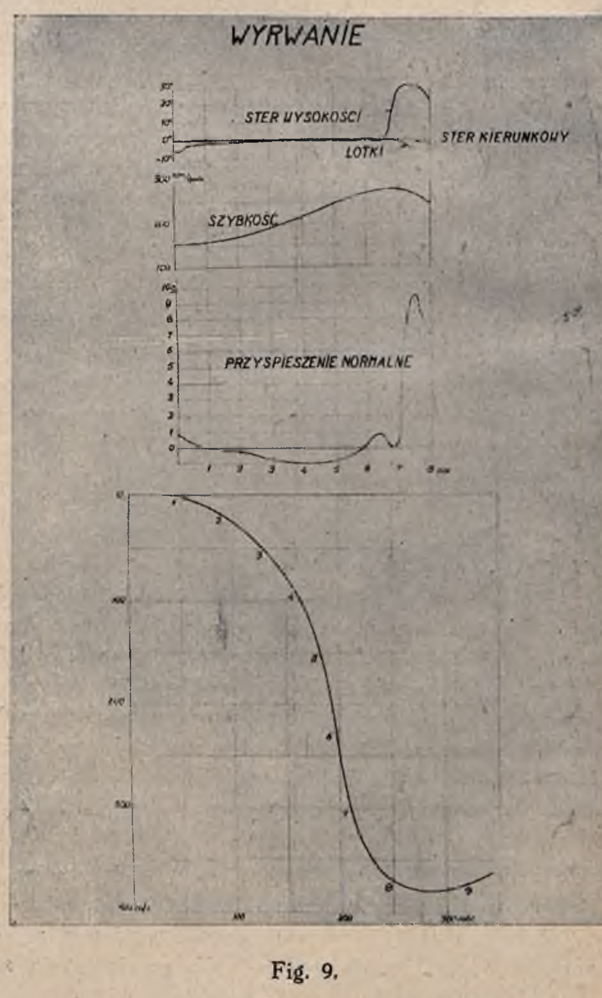


Fig. 9.

kiem należy posunąć obliczenia do najdalszych możliwości; będzie to wymagało większego nakładu pracy w biurze konstrukcyjnem i liczniejszego personelu.

Aby obliczenia mogły być wykonane w warunkach bliskich do rzeczywistości należy rozporządzać jak najobfitszym materjałem doświadczalnym określającym własności aerodynamiczne prototypu i przeto siły zewnętrzne nań działające.

Do tego są potrzebne liczne i kosztowne próby w tunelach poziomym i pionowym.

Następnie konstruktor musi dążyć do zaprojektowania płatowca w ten sposób, aby osiągnięcie przyśpieszeń, przekraczających dopuszczalne, było zgoła niemożliwe.

Należałoby dobrać sterownice tak, ażeby dla osiągnięcia niebezpiecznych przyśpieszeń potrzebna była na drążku sterowym siła, przekraczająca możliwości przeciętnego pilota.

Jednak zrealizowanie tych warunków w praktyce jest bardzo trudne.

Należałoby wykonać szereg pomiarów, wymagających zastosowania skomplikowanych przyrządów do mierzenia i zapisywania przyśpieszeń sił, na drążku sterowym i t. p.

Próby te wymagają wielkiego nakładu pracy ze strony personelu latającego, a szczególnie ze strony personelu technicznego obsługującego liczne i skomplikowane przyrządy potrzebne do tych pomiarów.

Omówiliśmy pobieżnie zadania, które musi rozwiązać konstruktor, aby zapewnić maksymum bezpieczeństwa samolotu nie obciążając zanadto jego wyczynów. teraz przechodzimy do roli pilota w kwestji bezpieczeństwa samolotu.

Należy przedewszystkiem zasadniczo zmienić pogląd pilota na samolot.

Nie powinien on uważać samolotu za maszynę, z którą można robić wszystko, co mu się żywnie podoba.

Widzieliśmy z poprzednich przykładów, iż małe przyśpieszenie manewru znacznie powiększa obciążenie samolotu. Należy wszelkiemi sposobami wystrzegać się manewrów brutalnych, używając ich w razie wielkiej potrzeby np. ominięcie przeszkody znajdującej się zbyt blisko.

Gdyby zwrócono uwagę na to, że w walce powietrznej często zdarzają się sytuacje, w których brutalny manewr jest niezbędny, można byłoby odpowiedzieć, iż będzie potrzebny szybki manewr, lecz brutalny nigdy.

Latanie nie polega na brutalnych ruchach; rujnuje samolot, powiększa koszty utrzymania i t. p. Brutalne manewry, aczkolwiek nie zagrażają bezpośrednio bezpieczeństwu samolotu, mogą wywołać odkształcenie trwałe, przyśpieszając zużywanie się materjału.

W przytoczonych przykładach widzieliśmy, iż ten sam manewr można wykonać w jednakowych czasach, lecz wywołując różne obciążenia.

Jeśli chodzi o współczynnik obciążenia łamiącego, to należy przypuszczać, iż nie będzie on podwyższony, co więcej po jakimś czasie przekonamy się, iż będziemy zmuszeni obniżyć wymagania wytrzymałościowe i podwyższyć wymagania ostrożności, stawiane personelowi latającemu i nawet dostosowania taktyki bojowej do własności samolotów nowoczesnych.

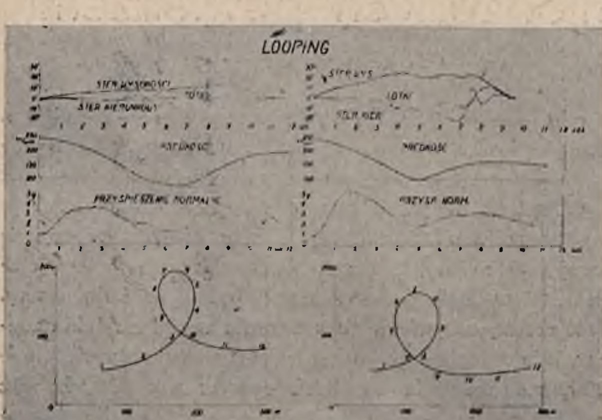


Fig. 10.

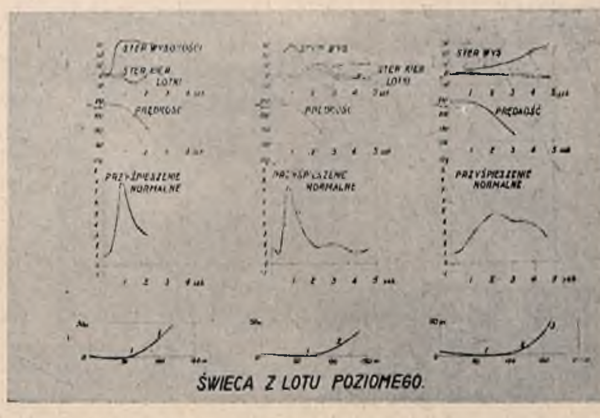


Fig. 11.

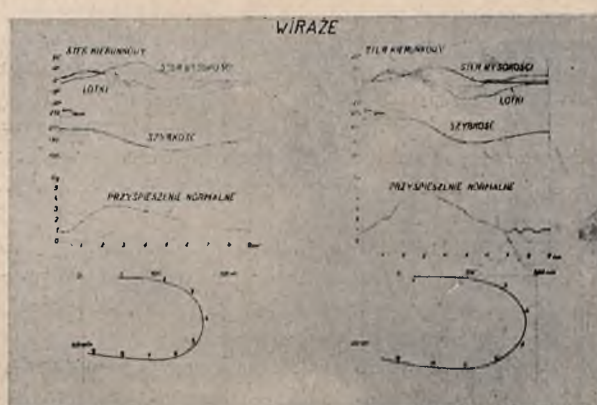


Fig. 12.

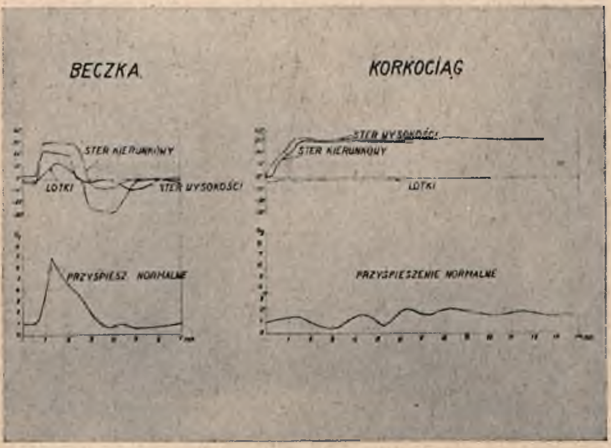


Fig. 13.

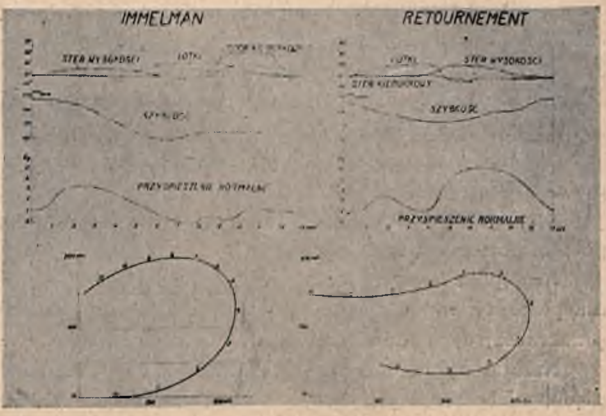


Fig. 14.

Reasumując powyższe fakty dochodzimy do wniosków następujących:

1. Podczas niektórych raptownie wykonanych ewolucyj mogą powstać w locie przyśpieszenia dochodzące do 25 g. Zanotowano przyśpieszenia dochodzące do 9,3 g.

2. Przyśpieszenia te, jako krótkotrwałe mogą nie wywrzeć zgubnego skutku na organizm pilota. Wytrzymałość pilota nie może więc być podstawą do określenia obciążeń dopuszczalnych samolotu.

3. Skonstruowanie samolotu, któryby posiadał wysokie wyczyny i zwrotność i mógł wytrzymać dowolnie brutalne sterowanie jest bardzo trudne.

4. Należy uniemożliwić wykonanie brutalnych manewrów przez odpowiednie wyszkolenie pilotów.

5. Przy spełnianiu zasad, powziętych w p. 3 i 4 możliwe będzie ograniczyć obciążenia dopuszczalne samolotu nie naruszając jego bezpieczeństwa.

6. Udoskonalić konstrukcję, dążąc do jednostajnej wytrzymałości drogą szczegółowych obliczeń i prób.

7. Podnieść wyczyny i wytrzymałość samolotów:

a) ograniczając wymagania wytrzymałościowe i przenosząc część odpowiedzialności za funkcjonowanie samolotu na pilota i obsługę w jednostkach;

b) zredukować i uzgodnić warunki dotyczące wyposażenia i obsługi drogą znalezienia dobrego kompromisu.

Przy spełnieniu tych warunków i posiadając odpowiednie silniki będziemy mogli utrzymać nasze lotnictwo na tym poziomie, który zajęliśmy i postępować naprzód, współzawodnicząc z wybitniejszemi państwami zachodu.

BIBLJOGRAFJA.

National Advisory Committee for Aeronautics; Reports Nr. Nr.: 369, 386; Reports and Memoranda of the Aeronautical Research Committee Nr. Nr.: 1229, 1232.

Okapotowanie silników chłodzonych powietrzem

Opracowane na podstawie J. D. Northa (Aircraft Engineering, April 1934, str. 100).

1. ZARYS HISTORYCZNY.

Rozpatrując drogi, po których kroczy postęp w jakiejkolwiek odrębnej dziedzinie techniki, łatwo dojść do wniosku, że najbardziej decydujący bywa zazwyczaj pierwszy krok, dzięki któremu nieistniejąca przedtem gałęź techniki zostaje stworzona, i że dalsze prace w nowej dziedzinie polegają przedewszystkiem na obserwowaniu i badaniu szeregu czynników, towarzyszących temu głównemu zjawisku, na którem opiera się nowy wynalazek. Przez wyzyskanie tych czynników osiąga się możność dokonania dalszych postępów, to znaczy spełnienia tego samego zadania technicznego, jednak w sposób tańszy, szybszy i bardziej niezawodny. Podobny przebieg ma również dotychczasowy rozwój lotnictwa. Przy budowie pierwszych samolotów dążono do wykonania maszyny, zdolnej do utrzymania się w jakikolwiek bądź sposób w powietrzu, to też pierwsze konstrukcje tego rodzaju odznaczały się bardzo dużemi spółczynnikami siły nośnej, zaś zasadniczą składową oporu, stawianego w locie przez samolot, był opór indukowany. Jest rzeczą oczywistą, że zwrócenie uwagi na takie rzeczy, jak lepsze wyzyskanie mocy stosowanych silników, zredukowanie wszelkich oporów szkodliwych oraz zwiększenie nośności samolotów przerastało siły ówczesnych konstruktorów.

Zadaniem nowoczesnego okapotowania jest zmniej-

szenie do minimum dodatkowego oporu silnika przy zachowaniu dostatecznego chłodzenia. W pierwszych latach lotnictwa, zagadnienia, związane ze zmniejszeniem oporu, niemal zupełnie nie istniały, jeśli zatem wtedy już napotyka się pierwowzory okapotowań, to należy zawdzięczać ich powstanie zupełnie innym okolicznościom. Zadaniem osłon tego typu była więc ochrona załogi przed smarem, rozpryskiwanym przez silniki rotacyjne, lub też stworzenie kanałów, któremi było kierowane powietrze, chłodzące silnik. Ostatni wypadek dotyczy 8-cylindrowego silnika Renault, chłodzonego powietrzem, tłoczonem przy pomocy wentylatora. Należy zwrócić uwagę, że w obu tych wypadkach ruch powietrza chłodzącego był wywoływany prawie całkowicie niezależnie od ruchu samolotu; potrzebna dla chłodzenia względna szybkość powietrza i cylindrów była stwarzana w pierwszym wypadku przez obrót cylindrów, w drugim zaś przez działanie wentylatora.

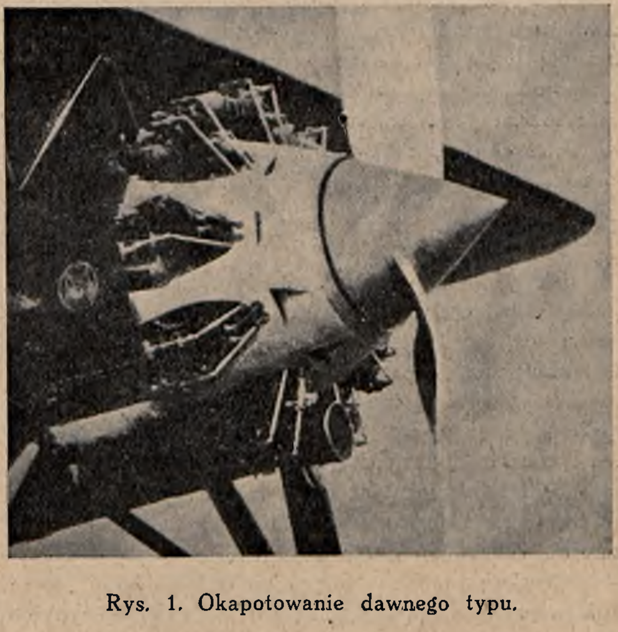
Jednem z pierwszych usiłowań zmniejszenia oporu silnika chłodzonego powietrzem, był zbudowany około 1913 roku jednopłatowiec Paulham-Tatin, w którym silnik był całkowicie osłonięty, śmigło umieszczone z tyłu i napędzane za pośrednictwem wału. Inny pomysł w dziedzinie zmniejszenia oporu silnika powstał w 1913 roku i był dziełem francuza, Jean Armand Deperdussin. Przewidywał on zamknięcie silnika rotacyjnego w obrębie oprofilowanej osłony, stanowiącej przednie zakończenie kadłuba o przekroju kołowym. Z przodu tej osłony znajdowały się otwory, dopuszczające powietrze do jej wnętrza, zaś otwory, umieszczone z tyłu, stanowiły ujście dla powietrza chłodzącego. Tylne otwory były zazwyczaj umieszczane dostatecznie nisko celem uchronienia załogi od styczności z wydostającemi się przez nie smarem, spalinami i t. d. W niektórych wypadkach powietrze chłodzące, smar i spaliny były odprowadzane za siedzenie pilota. Ten typ okapotowania znalazł szerokie zastosowanie podczas wojny. W większości konstrukcji, proponowany przez Deperdussin, stopień zakrycia silnika nie okazał się możliwy, trzeba było zatem zostawiać duży odstęp między kadłubem, a osłoną w jej dolnej części, a nawet w niektórych wypadkach usuwać część osłony pod silnikiem. Nieprzestrzeganie tego groziło przegrzaniem silnika.

Wczesne usiłowania zmniejszenia oporu silnika szły jeszcze w innych kierunkach, które nie mogą być wszakże omówione ze względu na brak miejsca. Należy zwrócić uwagę, że wspólną cechą sposobów, jakiemi to osiągano, było zamknięcie silnika w oprofilowanej osłonie, umieszczonej z przodu kadłuba i chroniącej silnik przed stycznością z zewnętrznym strumieniem powietrza. Ograniczony przekrój otworów, dopuszczających powietrze do wnętrza okapotowania, zmniejszał znacznie szybkość powietrza, omywającego silnik. Silniki ówczesne rozwijały niewielką moc przy stosunkowo dużych wymiarach, to też chłodzenie ich nie nastręczało trudności.

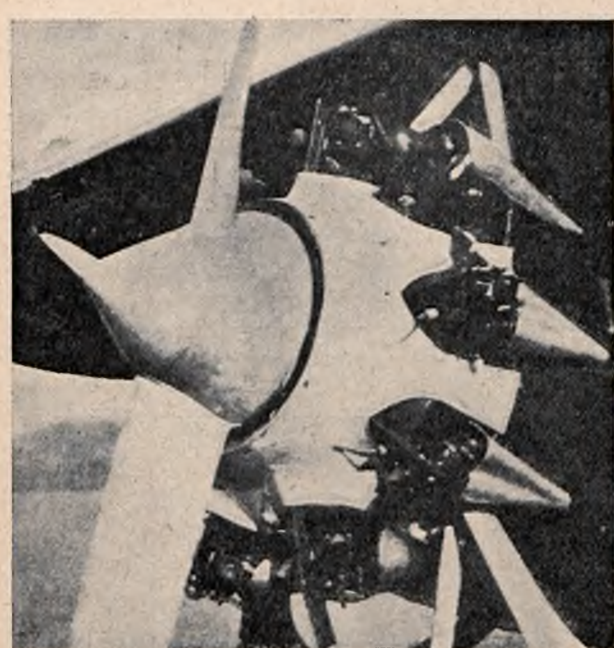
Aczkolwiek chłodzenie silników rotacyjnych dało się z łatwością przeprowadzić, to wpływ siły odśrodkowej położył kres dalszemu rozwojowi tego typu. Niemożność zbudowania silników rotacyjnych o większej mocy i początkowe trudności, napotykane przy budowie silników chłodzonych powietrzem o cylindrach nieruchomych, nakazały zwrócenie większej uwagi na silniki chłodzone wodą. Mimo czasowego odsunięcia silników chłodzonych powietrzem na drugi plan, praca nad niemi nie ustawała i doprowadziła do tego, że silniki tego typu zyskały dziś ogromne rozpowszechnienie w lotnictwie wojskowem i cywilnem całego świata.

Okres rozwoju silników chłodzonych powietrzem był jednocześnie okresem nadążania konstrukcji samolotów za coraz większemi wymaganiami, jakie im stawiano. Zaspokojenie tych wymagań było możliwe przez zwiększenie stosunku mocy silnika do jego ciężaru lub przez zmniejszenie oporów, napotykanych w locie. W dążeniu tem dużą rolę odegrały silniki chłodzone powietrzem, odznaczające się stosunkowo niskim ciężarem na jednego konia mechanicznego. W okresie między 1919, a 1928 rokiem silniki takie były zabudowywane bez okapotowania lub z okapotowaniem, bardzo nieznacznie wpływającem na opór silnika. Na rys. 1, 2 i 3 są przedstawione przykłady takich okapotowań, ograniczających się w pierwszych dwóch wypadkach do osłony karteru, przechodzącej łagodnie w znajdującą się za silnikiem część kadłuba. Rys. 2 przedstawia również sposób, który miał zapobiec powstawaniu wirów za cylindrami. Okapotowanie, uwidocznione na rys. 3, łączy się w sposób ciągły z profilem gondoli i posiada szereg wgłębień, przeznaczonych dla pomieszczenia cylindrów. Wpływ wymienionych rozwiązań na opór stawiany przez silnik był bardzo nieznaczny.

W 1923 r. zbudowano na samolocie Gourdou-Leseurre typ C. 1 okapotowanie, otaczające oddzielnie każdy z dziewięciu cylindrów silnika Jupiter. Każda taka osło-



Rys. 1. Okapotowanie dawnego typu.



Rys. 2. Okapotowanie według rys. 1, uzupełnione specjalnem oprofilowaniem za każdym cylindrem.

na posiadała przekrój kroplowy i była zaopatrzona z przodu w otwór, dopuszczający powietrze chłodzące do jej wnętrza oraz w otwór odprowadzający, położony z tyłu. Opisany typ okapotowania zmniejszył bardzo znacznie opór silnika, wpływał jednak ujemnie na jego chłodzenie, w związku z czem mógł być zastosowany tylko na bardzo szybkich samolotach.

Ostatnie pięć lat zaznaczyły się wprowadzeniem i rozwojem pierścienia Townend w Anglji, oraz okapotowania N. A. C. A. w Stanach Zjednoczonych A. P. Każde z tych rozwiązań pozwala na zmniejszenie oporu, stawianego przez silnik, do wartości, wynoszących nieznaczną część tego, co dało się osiągnąć poprzednio. Okapotowania te postawiły przed silnikami w gwiazdę, chłodzonemi powietrzem, nowe możliwości rozwojowe, bez których wynik współzawodnictwa ich z silnikami chłodzonemi wodą, stały pod znakiem zapytania.

2. OGÓLNE ZASADY CHŁODZENIA SILNIKÓW.

Jak głosi teorja, między odprowadzaniem ciepła przez powierzchnię, poruszającą się w płynnym lub gazowym ośrodku, a tarciem tego ośrodka o tę samą powierzchnię istnieje pewien ścisły związek. Pociąga to za sobą niemożność chłodzenia silnika lotniczego bez pokonania pewnego oporu. Chłodzenie silnika bez zwiększenia oporu samolotu byłoby możliwe drogą wyzyskania do tego celu powierzchni skrzydeł lub innych koniecznych części, jednak szersze zastosowanie tej zasady nie okazało się dotychczas możliwe.

Niezależnie od kształtu powierzchni chłodzącej, szybkość odprowadzania przez nią ciepła zależy od różnicy temperatur między nią, a powietrzem otaczającem, oraz od szybkości tej powierzchni względem powietrza. Praktycznie biorąc, różnica temperatur powierzchni chłodzącej oraz otoczenia posiada w przybliżeniu stałą wartość, wyznaczoną przez temperaturę wrzenia wody w wypadku silników chłodzonych wodą lub przez największe dopuszczalne temperatury cylindrów, jeśli chodzi o silniki, chłodzone powietrzem.

Ilość ciepła, odprowadzana od silnika, zmienia się w szerokich granicach zależnie od warunków lotu i przyjmuje oczywiście największe wartości przy pełnem otwarciu przepustnicy. Można uczynić założenie, że ilość ciepła, na jednostkę czasu, odprowadzana od silnika przy tych warunkach pracy, jest wielkością stałą. Silnik pracuje zazwyczaj przy pełnem otwarciu przepustnicy w chwili startu, oraz podczas wznoszenia się samolotu po wystartowaniu; pełne otwarcie przepustnicy istnieje również podczas rozwijania przez samolot szybkości maksymalnej.

W chwili startu, temperatury silnika i smaru są stosunkowo niskie, wobec czego silnik stanowi zbiornik, ma-



Rys. 3. Okapotowanie, stosowane na samolocie Boulton i Paul Bourges.

jący możność pochłonięcia znacznych ilości ciepła do chwili osiągnięcia przezeń normalnych temperatur pracy. Pragnąc określić wielkość powierzchni chłodzącej, koniecznej dla najmniej korzystnych warunków pracy, należy ją przystosować do pracy silnika przy pełnem otwarciu przepustnicy, oraz tej minimalnej szybkości lotu, która da się utrzymać przez dłuższy okres czasu. Warunki takie powstają wówczas, gdy samolot rozwija maksymalną szybkość wznoszenia.

Na podstawie obliczenia Pye stwierdził [1]), że moc, zużywana dla chłodzenia silnika o mocy 500 KM przy szybkości lotu 240 km/godz., wynosi 6,8 KM, czyli około 1,5% ogólnej mocy. Obliczenie to jest oparte na założeniu, że całkowita praca, związana z chłodzeniem silnika, zużywa się tylko na pokonanie tarcia powierzchniowego; poza tem przyjęto, że ilość odprowadzanego ciepła jest równoważna 50% mocy silnika i, że średnia różnica temperatur między silnikiem, a powietrzem chłodzącem równa się 180°.

McKinnon Wood [2]) przeprowadził badania nad odprowadzaniem ciepła z użebrowanych cylindrów i płytek, chłodzonych przy pomocy wentylatora, tłoczącego powietrze przez specjalnie ukształtowane kanały. W tym wypadku średnia różnica temperatur była ustalona na 250°, zaś ilość ciepła, równoważna 50% mocy silnika, była odprowadzana przy szybkości powietrza około 160 km/godz. Całkowita sprawność wentylatora posiadała wartość 50%, zaś moc, zużywana na chłodzenie, wynosiła 4% mocy, rozwijanej przez silnik. Przy uwzględnieniu strat w wentylatorze moc istotnie zużywana na chłodzenie spadła do 2% mocy silnika, co stanowi wartość dość zbliżoną do 1,5%, otrzymanych przez Pye'a. W dalszym ciągu McKinnon Wood twierdzi, że pewnej mocy, zużywanej na chłodzenie silnika, odpowiadałoby dwukrotnie szybsze odprowadzanie ciepła, gdyby opory, towarzyszące przepływowi powietrza chłodzącego, sprowadzały się wyłącznie do tarcia.

Znaczenie podobnych badań zależy w znacznym stopniu od poczynionych założeń, zwłaszcza tych, które dotyczą średniej różnicy temperatur między silnikiem a otoczeniem. Wrazie przyjęcia przez Wood'a temperatury 200 zamiast 250, moc zużyta na chłodzenie wzrosłaby 2½ krotnie. Poza tem dane, ustalone przez tego badacza, dotyczą tylko pewnego specjalnego typu cylindrów.

Stosunek oporu, wiążącego się z chłodzeniem silnika, do ilości odprowadzanego ciepła zależy również od kształtu żeberek, a przedewszystkiem od stosunku podziałki do wysokości. Ustalenie średniej różnicy temperatur, decydującej o intensywności odprowadzania ciepła, napotyka na pewne trudności wskutek znacznych odchyleń, jakie wykazują pod tym względem poszczególne miejsca cylindrów. 180 stopni, które przyjmuje Pye, wydają się bliższe warunków rzeczywistych, aniżeli wyższa temperatura, podana przez McKinnon Wooda.

Dalszą trudnością, występującą zwłaszcza przy silnikach chłodzonych powietrzem, jest wyznaczenie wielkości poszczególnych strat silnika. Podczas, gdy sprawność cieplna jest wielkością znaną, to stwierdzenie, jaki udział w ogólnym bilansie zajmują ilość ciepła, odprowadzanego przez ścianki cylindrów, oraz straty, unoszone przez spaliny i smar, nie jest naogół możliwe; wielkości te zmieniają się w dużych granicach w zależności od typu silnika. Ustalenie mocy, zużywanej na chłodzenie silnika, jedynie na podstawie oporów chłodzenia cylindrów nie jest słuszne, gdyż chłodzenie smaru gra również wielką rolę, a w wielu wypadkach należy się poważnie liczyć z oporem, stawianym przez przewody wydechowe. Dodatkowe opory, związane z chłodzeniem tych przewodów oraz smaru, stanowią nierozłączną całość z pozostałemi oporami chłodzenia silnika; z okoliczności tą nie liczono się dotychczas w dostatecznej mierze, to też Fedden słusznie zwraca uwagę na możliwość znacznego zmniejszenia oporu chłodnic smaru.

Badania McKinnon Wooda wskazują na znaczną rozbieżność między rzeczywistym oporem powierzchni chłodzącej, a tym idealnym oporem, któryby był całkowicie związany z chłodzeniem silnika i pochodził jedynie z tarcia powietrza o powierzchnię, oddającą ciepło. Znaczną część oporu normalnych cylindrów stanowią opory, wywołane wirami, które się zupełnie nie przyczyniają do lepszego odprowadzania ciepła, powodują natomiast jeszcze większe rozbieżności między teorją a praktyką, aniżeli to wykazały prace Wooda.

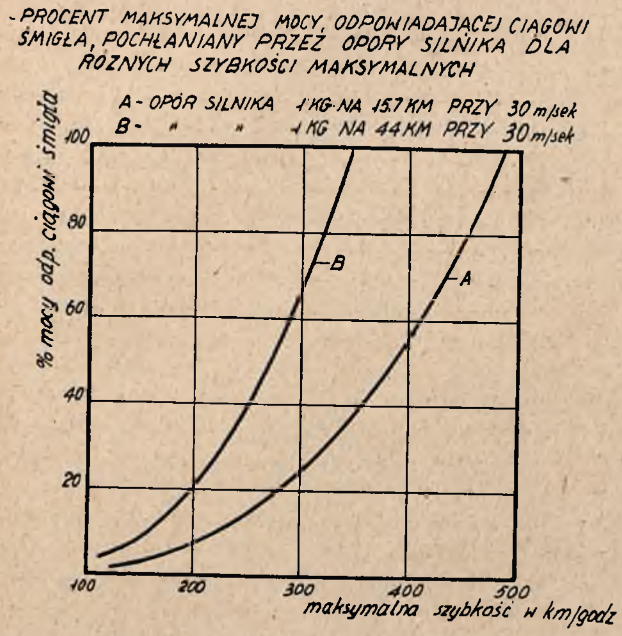
Jak wiadomo, warunki chłodzenia, istniejące podczas wznoszenia się samolotu, odbiegają znacznie od warunków zwykłego lotu poziomego, wskutek czego sposób chłodzenia, przewidziany dla pierwszego wypadku, odbierałby zbyt intensywnie ciepło podczas lotu poziomego przy szybkości maksymalnej. Na szczęście istnieje szereg okoliczności, zmniejszających rozbieżność między powierzchnią chłodzącą, wymaganą przy wznoszeniu, a powierzchnią, wystarczającą przy locie poziomym.

Samoloty, rozwijające znaczną szybkość, posiadają w większości wypadków możność bardzo szybkiego wznoszenia się i osiągnięcia normalnej wysokości lotu w przeciągu krótkiego okresu czasu. Znaczna pojemność cieplna silnika oraz zbiornika smaru umożliwia pochłanianie nadmiaru ciepła, wydzielającego się podczas startu i wznoszenia się samolotu, z szybkością odwrotnie proporcjonalną do czasu, zużytego na wznoszenie. W ten sposób powstaje pewien rodzaj równowagi, pozwalający na czasowe wydzielanie się ilości ciepła, przekraczających zdolność odprowadzającą układu chłodzącego, bez nadmiernego wzrostu temperatur.

Układy chłodzące są zazwyczaj umieszczone w obrębie dodatkowego przepływu powietrza, stwarzanego przez śmigło, którego szybkość waha się w znacznie mniejszych granicach, aniżeli szybkość lotu; oznacza to, że szybkość powietrza chłodzącego ulega mniejszym zmia-

[1]) Aircraft Engineering, February, March, April 1933

[2]) Journal R. Ae. S., September 1933.



Rys. 4. Zależność oporu, związanego z chłodzeniem silnika, od szybkości maksymalnej.

nom, aniżeli szybkość samolotu. W związku z tem należy zauważyć, że chłodzenie wiąże się ściśle z cechami charakterystycznemi śmigła. Stosowanie śmigieł o dużej średnicy, napędzanych za pośrednictwem reduktora, obniża skuteczność dodatkowego chłodzenia, pochodzącego od śmigła. Dodatkowa szybkość powietrza, wiążąca się z ruchem śmigła, posiada za piastą oraz w jej bliskiem sąsiedztwie wartość ujemną, zaś zwiększanie średnicy śmigieł, będące konsekwencją stosowania reduktorów, zwiększa średnicę koła, w obrębie którego opisane zjawisko zachodzi, i odbija się ujemnie na chłodzeniu silników gwiazdowych.

Maksymalna temperatura cylindrów silnika może być rozpatrywana pod różnemi kątami widzenia. Istnieje więc taka wartość temperatury głowic, która powoduje unieruchomienie silnika po krótkim okresie pracy. Poniżej tej temperatury istnieje cały zakres temperatur, z których każda wiąże się z pewnym okresem pracy silnika pomiędzy poszczególnemi remontami. Górne granice temperatur, dopuszczalne w praktyce, są zazwyczaj określane jako te, którym odpowiada pewien określony, zazwyczaj 100-godzinnny okres pracy pomiędzy remontami. W normalnych warunkach temperatury te są osiągane jedynie podczas wznoszenia się samolotu, zaś szybkości podróżnej towarzyszą znacznie niższe temperatury silnika, co pozwala na dwu, a nawet trzykrotne przedłużenie okresu czasu między remontami w porównaniu do tego, coby się dało uzyskać w wyniku stałej pracy przy maksymalnej temperaturze.

Przytoczone okoliczności sprawiają, że różnica między powierzchniami chłodzącemi, potrzebnemi przy wznoszeniu się samolotu i przy locie poziomym, jest znacznie mniejsza, niżby się można było spodziewać na podstawie powierzchownych rozważań.

Rys. 4 przedstawia zależność mocy, zużywanej na chłodzenie silników lotniczych, od szybkości lotu, dla dwóch różnych wypadków. W jednym z nich ma się do czynienia z silnikiem, stawiającym przy szybkości 30 m/sek. opór jednego kilograma w stosunku do 44 KM, co daje 11,3 kg na 500 KM, w drugim wypadku zaś na jeden kilogram oporu wypada moc 15,7 KM, czyli w sumie 31,8 kg na 500 KM. Liczby te odpowiadają w przybliżeniu dobrze okapotowanemu silnikowi gwiaździstemu i takiemu samemu silnikowi z okapotowanym karterem i z cylindrami odsłoniętemi. Wykres wskazuje, że samolot zaopatrzony w lepsze okapotowanie, rozwinie pewną szybkość przy mniejszej mocy, aniżeli samolot, posiadający taki sam silnik o cylindrach odsłoniętych. Stwierdzenie mniejszego zapotrzebowania mocy umożliwiłoby założenie silnika mniejszego, a tem samem dalsze zmniejszenie oporu.

Jeśli szybkość maksymalna samolotu z silnikiem, stawiającym większy opór, będzie równa 280 km/godz., czemu odpowiada według rys. 4 opór zużywający 55% całkowitej mocy, wówczas w wyniku założenia lepszego okapotowania silnik pracujący przy pełnej mocy umożliwi rozwinięcie szybkości około 320 km/godz. Jeśli wszakże samolot zaopatrzony w lepsze okapotowanie będzie leciał z szybkością 280 km/godz., wówczas moc potrzebna dla chłodzenia silnika spadnie do 20% mocy ogólnej, wskutek czego będzie istniała możność utrzymania tej szybkości przy znacznie mniejszej mocy i zużyciu paliwa. Rozważanie to uwydatnia w całej pełni korzyści, jakie pociąga za sobą zmniejszenie oporu, stawianego przez instalację silnikową.

3. SPOSOBY ZMNIEJSZANIA OPORÓW CHŁODZENIA.

Urzeczywistnienie idealnych warunków chłodzenia, które stanowiły podstawę obliczeń, dokonanych przez Pye'a, nie jest naogół możliwe. Względy zmuszające do oszczędzania na ciężarze i miejscu, zajmowanem przez urządzenia chłodzące, nakazują stosowanie powierzchni chłodzących, które stawiają znaczny opór, wywołany tworzeniem się wirów, przekraczający zatem znacznie wielkość oporu tarcia powietrza o ścianki. W wypadku silnika, chłodzonego powietrzem, konstruktor nie posiada możności tak swobodnego kształtowania powierzchni chłodzącej, jak przy silnikach chłodzonych cieczą.

Opór, stawiany przez powierzchnię chłodzącą, rośnie jak kwadrat szybkości, zaś szybkość odprowadzania ciepła zmienia się w mniejszym stopniu; zależności te wskazują na możność zmniejszenia oporów, związanych z chłodzeniem, przez powiększenie zdolności odprowadzania ciepła z powierzchni chłodzącej i umożliwienie w ten sposób chłodzenia przy zmniejszonych szybkościach powietrza, co pozwala na założenie osłony, ograniczającej styczność silnika z powietrzem zewnętrznem. Okolicz-

ność ta znalazła należyte zrozumienie ze strony konstruktorów silników lotniczych, którzy zwracają przy wytwarzaniu nowych silników coraz większą uwagę na zwiększanie powierzchni chłodzącej. Udoskonalanie nowych silników następuje przez stopniowe podnoszenie mocy w stosunku do jednostki objętości cylindra oraz powiększanie ilości ciepła, odprowadzanego przez powierzchnię chłodzącą, aż do chwili, gdy przewidziany przez konstruktora zapas na chłodzenie okazuje się niedostateczny i silnik musi być znowu przystosowany do cięższych wymagań.

Zasada chłodzenia silnika przy zmniejszonych szybkościach powietrza i zwiększonej powierzchni chłodzącej jest dobrze znana. Junkers zaproponował zamykanie chłodnic w specjalnych korpusach, otwartych dla dostępu powietrza i zaopatrzonych w wewnętrzne kanały o przekroju stopniowo rosnącym do miejsca umieszczenia chłodnicy, następnie zaś malejącym do wylotu. Urządzenie to zmniejsza szybkość powietrza chłodzącego i opór chłodzenia. Korpus mieszczący chłodnicę, winien posiadać kształt, korzystny pod względem aerodynamicznym. W tym wypadku zmniejszenie oporu daje się osiągnąć kosztem zwiększenia wymiarów i ciężaru chłodnicy.

W nowoczesnych instalacjach silników, chłodzonych cieczą, zmniejszanie oporu silnika odbywa się zupełnie niezależnie od chłodzenia, które jest uskuteczniane przy pomocy chłodnicy, całkowicie oddzielonej od okapotowania. W przeciwieństwie do tego, kwestja okapotowania silników, chłodzonych powietrzem, wiąże się nierozdzielnie zarówno ze zmniejszeniem oporu, jak i z chłodzeniem silnika. Główną częścią, oddającą ciepło w takich silnikach, jest cylinder, posiadający postać bardzo nieodpowiednią pod względem aerodynamicznym i stawiający znaczne opory wskutek występowania wirów. Wystawanie takich cylindrów ponad dobrze oprofilowaną powierzchnię staje się przyczyną powstawania wirów za cylindrami i zaburzeń w przepływie powietrza i stanowi źródło znacznego oporu, stawianego przez instalacje tego typu. Celem zapobieżenia temu dawano za cylindrami specjalne profile (patrz rys. 2) osiągając w ten sposób minimalną poprawę. Całkowite zamykanie cylindrów w oddzielnych osłonach zmniejsza bardzo znacznie opory, nie nadaje się jednak do użycia ze względu na towarzyszące temu pogorszenie chłodzenia.

W 1928 zostały prawie jednocześnie ogłoszone wyniki prac, przeprowadzonych przez H. C. H. Townenda w National Physical Laboratory, oraz prób dotyczących okapotowania N. A. C. A., dokonanych w Langley Field. W ten sposób rozpoczęto pierwsze kroki w kierunku wydajnego zmniejszenia oporu, stawianego przez silniki gwiazdowe chłodzone powietrzem.

4. OPIS OKAPOTOWAŃ TOWNEND i N. A. C. A.

Dotychczas istnieją pewne nieporozumienia, dotyczące wzajemnego stosunku okapotowań Townenda i N. A. C. A. Istota pomysłu Townenda jest podana w opisie patentowym i polega na otoczeniu silnika pierścieniem, przedstawiającym się w przekroju jako profil lotniczy, tworzący dodatni kąt natarcia z kierunkiem przepływu powietrza. Townend stwierdził, że spowodowane przez pierścień odgięcie strug ku środkowi przeciwdziała zaburzeniom w przepływie powietrza za cylindrami i przyczynia się w ten sposób do zmniejszenia oporu całej instalacji.

Pierwsza wzmianka o okapotowaniu N. A. C. A. ukazała się w „Technical Note", Nr. 301, z datą 13 października 1928 r. o parę miesięcy późniejszą, aniżeli data zgłoszenia patentowego pomysłu Townenda. Notatka ta podaje wyniki badań nad różnemi typami okapotowań dla silników gwiazdowych, pośród których znajdowało się również okapotowanie całkowite, oznaczone później jako okapotowanie N. A. C. A.

Okapotowanie N. A. C. A. ma postać osłony otaczającej całkowicie silnik i zaopatrzonej z przodu w otwór, doprowadzający powietrze do jej wnętrza, z tyłu zaś w szczelinę obwodową, oddzielającą okapotowanie od kadłuba. Jak widać zatem, zasada tego okapotowania nie różni się prawie wcale od powysłu Deperdussin'a z tym wyjątkiem, że szczelina obwodowa nie mogła być dawniej zastosowana ze względu na rozpryskiwanie smaru przez silniki rotacyjne. Szczelina ta nie wpływa wcale na zmniejszenie oporu, stawianego przez okapotowanie N. A. C. A., ma tylko na celu ułatwienie odpływu powietrza chłodzącego.

Badania, przeprowadzone w Langley Field nad okapotowaniem N. A. C. A., mają bardzo duże znaczenie mimo, że pomysł ten nie był bynajmniej nowy. Prace te były cenne dlatego, że dowiodły możności zastosowania urządzenia znanego oddawna przez przystosowanie go do większych szybkości lotu i do lepiej chłodzonych silników. Jest rzeczą oczywistą, że okapotowanie N. A. C. A. nie wyzyskuje tak nowej i ciekawej zasady, jak pierścień Townenda.

Pierścień Townenda stanowi w przeciwieństwie do okapotowania N. A. C. A. całość niezależną całkowicie od pozostałej części płatowca, może się zatem wydawać dziwną skuteczność, z jaką zmniejsza on opór silnika. Wszelkie opinje, jakoby pierścień ten stanowił ewolucję okapotowania N. A. C. A. są całkowicie pozbawione podstaw.

5. CHARAKTERYSTYKA OBU RODZAJÓW OKAPOTOWAŃ.

Wyniki pierwszych prac nad pierścieniem Townenda wskazują na znaczne zmniejszenie oporu pod jego wpływem, nie tak znaczne jednak, jak te, które otrzymano przy zastosowaniu okapotowania N. A. C. A. Różnica ta jest całkowicie zrozumiała, jeśli się zważy, że Townend pracował nad nową zasadą i że posługiwał się małemi modelami, podczas gdy badania N. A. C. A. szły w kierunku najlepszego praktycznego wyzyskania dobrze znanej zasady. Należy wszakże zwrócić uwagę,

że jednocześnie z nadejściem do Anglji sprawozdania Nr. 314, podającego wyniki badań nad gondolą, zaopatrzoną w silnik Whirlwind, zostały ukończone próby w tunelu nad silnikiem Jupiter, zamontowanym na gondoli i zaopatrzonym w pierścień Townend. Po uwzględnieniu różnych średnic obu tych silników okazało się, że oba typy okapotowań mogą być uważane jako równorzędne.

Podczas prób, przeprowadzanych w Anglji, posługiwano się modelami, wykonanemi w skali jeden do pięciu, co mogło budzić podejrzenie, że otrzymane wyniki nie odpowiadały rzeczywistości. W dalszym ciągu zostały wykonane próby w skali rzeczywistej, które dowiodły, że pod względem zmniejszania oporu silnika pierścień Townenda dorównywa całkowicie okapotowaniu N. A. C. A.

Zasada pierścienia Townenda daje temu urządzeniu pod szeregiem względów przewagę nad okapotowaniem N. A. C. A. Okapotowanie to wymaga, aby silnik i przednia część kadłuba miały w przybliżeniu te same średnice, co i ono. Przednia część okapotowania jest łagodnie zakrzywiona ku środkowi celem zmniejszenia stawianego przez nią oporu, co z drugiej strony wpływa na zmniejszenie średnicy przedniego otworu okapotowania i pogarsza chłodzenie. Powyższe względy zmuszają do specjalnego projektowania kadłuba, pogarszają widoczność oraz nasuwają utrudnienia w montażu karabinów maszynowych. Pierścień Townenda jest w znacznym stopniu wolny od tych trudności.

Ograniczenie dopływu powietrza do wnętrza okapotowania N. A. C. A. jest okolicznością bardzo niekorzystną mimo dodatnich wyników, jakie dały oryginalne próby. Do prób tych służył silnik o bezpośrednim napędzie śmigła, do którego okapotowanie N. A. C. A. daje się doskonale przystosować pod warunkiem właściwego opracowania przepływu powietrza w obrębie okapotowania i dania właściwych owiewków przy cylindrach. Próby zastosowania tego typu okapotowania w Anglji do silników z reduktorem nie dały zachęcających wyników, zaś do silników z reduktorem i sprężarką okapotowanie to wogóle nie nadawało się. Nawet w Stanach Zjednoczonych stwierdza się występowanie trudności przy stosowaniu okapotowania N. A. C A. do silników z reduktorem lub sprężarką. Trudność chłodzenia silników, zaopatrzonych w reduktor, pochodzi niewątpliwie ze zwiększenia się promienia koła, w obrębie którego dodatkowa szybkość powietrza, powodowana przez śmigło, jest bardzo nieznaczna.

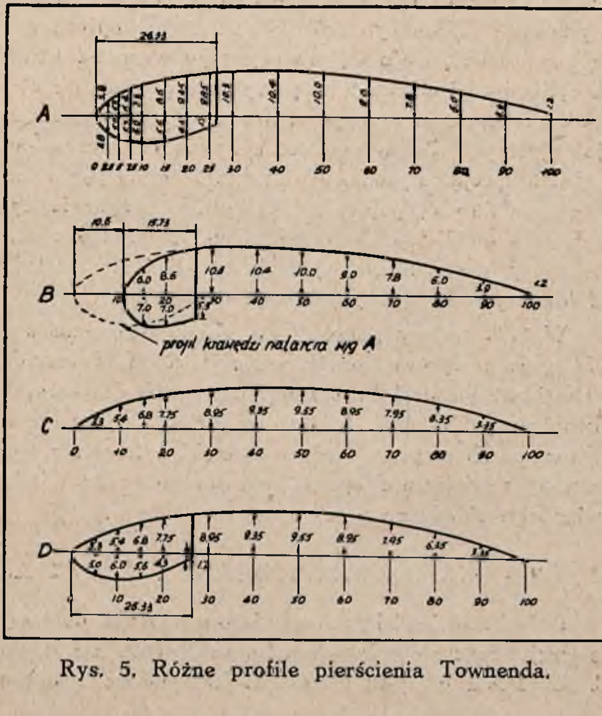
W wypadku okapotowania Townenda, pierścień posiada średnicę równą w przybliżeniu średnicy silnika, zaś przednia część kadłuba winna wynosić około 0,75 średnicy silnika. Zagięcie do środka przedniej części pierścienia, podobnie jak przy okapotowaniu N. A. C. A., nie jest tu potrzebne. Dzięki temu kształt i wymiar kadłuba mogą być swobodniej dobierane, co ułatwia uzyskanie dobrej widoczności i zastosowanie karabinów. Dostęp powietrza do pierścienia Townenda i odpływ zeń są znacznie mniej ograniczone i prawdopodobieństwo zagrzania się silnika jest mniejsze.

6. PIERŚCIEŃ TOWNENDA.

a) *Przekroje pierścienia.*

W przekroju pierścień Townenda jest profilem lotniczym, wobec czego uzyskuje się potrzebną siłę, działającą promieniowo od wnętrza pierścienia, oraz towarzyszące temu odgięcie strug ku środkowi. Skuteczność działania pierścienia zależy od intensywności odginania tych strug na jednostkę obwodu. Uzasadnia to konieczność stosowania na pierścienie przekrojów o dużym współczynniku siły nośnej, umożliwiających używanie nieznacznych szerokości pierścienia. Doświadczenie wskazuje na to, że przy stosowaniu pierścieni o jednakowej wszędzie grubości najlepsze wyniki daje krzywizna, wynosząca 10% długości cięciwy. Przekroje o zmiennej grubości, podobne do przekrojów skrzydeł, działają mniej skutecznie, prawdopodobnie dlatego, że średnia krzywizna tych profili sprowadza się do średniej pomiędzy krzywizną górnej i dolnej powierzchni. Pewne dane wskazują na to, że podwyższenie krzywizny powyżej 10% może nieraz dać pewne korzyści.

Uzupełnienie pierścienia o jednakowej grubości zgrubioną krawędzią natarcia, podobną do krawędzi profilu lotniczego o średniej grubości, powoduje zazwyczaj dość znaczne zmniejszenie oporu całego urządzenia. Taka zgrubiona krawędź natarcia została użyta przez firmę Boulton et Paul jako kolektor spalin, co umożliwiło ochłodzenie i przytłumienie wydechu bez wzrostu, a nawet z jednoczesnem zmniejszeniem całkowitego oporu. Rys. 5 pokazuje przekroje różnych pierścieni Townenda.



Rys. 5. Różne profile pierścienia Townenda.

b) *Kąt ustawienia cięciwy przekroju pierścienia.*

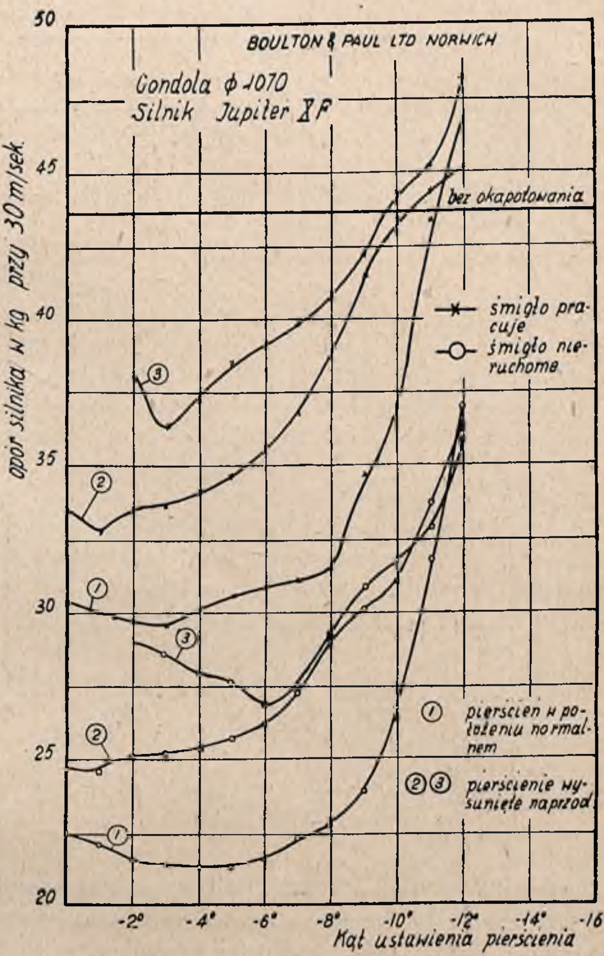
Najkorzystniejszy kąt między cięciwą przekroju pierścienia, a kierunkiem ruchu samolotu zależy od takich czynników, jak kształt silnika oraz przedniej części kadłuba, przekrój pierścienia i jego położenie w stosunku do osi cylindrów. Istnieje bardzo ogólny przepis, podający zakres kątów, w obrębie którego mieści się najdogodniejsze ustawienie pierścienia. Celem określenia tego zakresu należy ekstrapolować profil kadłuba w kierunku do silnika, następnie zaś przeprowadzić styczną do tego profilu, w punkcie leżącym w połowie szerokości pierścienia. Kierunek cięciwy profilu pierścienia powinien być zawarty pomiędzy prostą równoległą do tej stycznej a drugą, tworzącą ze styczną kąt 4° i zbiegającą się z nią w kierunku ku tyłowi.

Rys. 6 przedstawia zmiany, jakim ulega opór silnika okapotowanego wraz z gondolą, w zależności od różnych kątów cięciwy profilu pierścienia. Krzywe oznaczone 1 dotyczą pierścienia, leżącego połową szerokości naprzeciwko osi cylindrów. Krzywe 2 i 3 dotyczą tego samego pierścienia przesuwanego stopniowo naprzód, za każdym razem o 20% całkowitej długości cięciwy, wynoszącej w tym wypadku około 48% zewnętrznej średnicy silnika. Jak widać, położeniu 1 odpowiada zakres kątów od — 2° do — 6°, w obrębie którego opór nie ulega żadnym prawie zmianom, zaś począwszy od — 8° następuje szybki wzrost oporu. Przy położeniach 2 i 3 minimalny opór powiększył się i płaska część krzywej uległa całkowitemu zanikowi; przy położeniu 3 daje się zauważyć wyraźnie zaznaczone minimum, po obu stronach którego, krzywa podnosi się stromo ku górze. Ogólny układ krzywych, wyznaczonych przy śmigle nieruchomem został zachowany przy następnej serji pomiarów, wykonanych przy śmigle obracającem się i warunkach, odpowiadających wznoszeniu się samolotu. Z nielicznemi wyjątkami stwierdzono, że obecność dodatkowego prądu powietrza, stwarzanego przez śmigło, nie wpływa na wzajemną wartość różnych układów pierścieni.

c) *Długość cięciwy.*

Długość cięciwy okapotowania, potrzebna dla przeciwstawienia się dążności strumienia powietrza, opływającego silnik, do odrywania się za cylindrami, zależy przedewszystkem od spółczynnika siły nośnej profilu pierścienia. Przekrojom, przedstawionym uprzednio, odpowiadają spółczynniki siły nośnej, wynoszące od 1,0 do 1,2, oraz najkorzystniejsza ze względu na opór długość cięciwy, równa 0,5 średnicy silnika.

Przepływ powietrza, wchodzącego na przednią część kadłuba z silnikiem, odbywa się po torze zakrzywionym, a zmiana długości cięciwy przekroju pierścienia wpływa na zmianę istotnego kąta natarcia pomiędzy pierścieniem a strumieniem powietrza; w związku z tem zmiana długości cięciwy jest zjawiskiem dość złożonem. Rys. 7 przedstawia zmierzony opór gondoli z silnikiem, zamontowanych na skrzydle, przy trzech różnych pierścieniach.



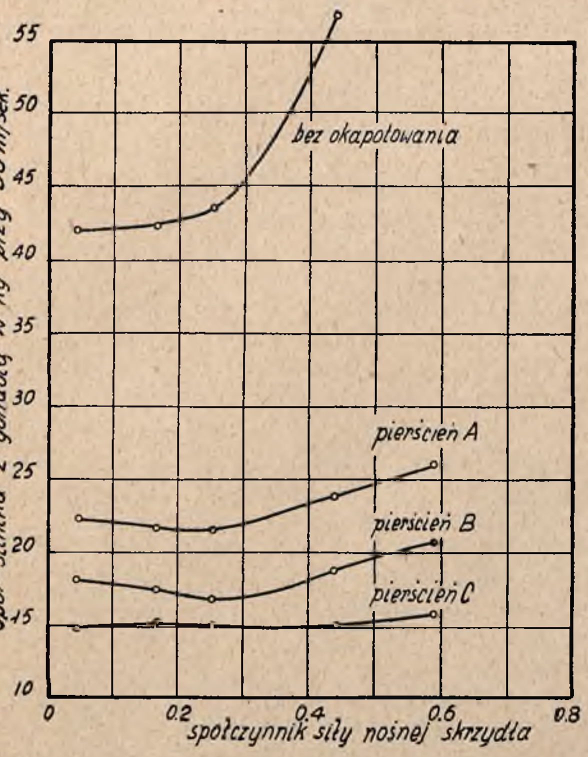
Rys. 6. Zależność oporu silnika okapotowanego z gondolą od kąta ustawienia cięciwy profilu pierścienia.

A jest to pierścień o długości cięciwy równej 0,33 średnicy silnika, pierścień *B* posiada cięciwę o długości 0,52 zaś *C* o długości cięciwy równej o 0,525 średnicy silnika jest zaopatrzony w kolektor spalin, umieszczony w krawędzi natarcia. Różnica między *B* i *C* nie wiąże się z długością cięciwy, jednak różnica między *A* i *B* wskazuje wyraźnie na wpływ tej wielkości.

Ten sam wykres uwidocznia również przyrost oporu, wywołany zdjęciem okapotowania. Jak widać, opór ten rośnie bardzo szybko ze wzrostem siły nośnej skrzydeł. Wpływ siły nośnej skrzydeł na opór, stawiany przez silnik, maleje bardzo znacznie pod wpływem założenia któregokolwiek z pierścieni i znika całkowicie dla najlepszego z nich, oznaczonego literą *C*. Należy wogóle zauważyć, że cechą charakterystyczną dobrego pierścienia Townenda jest jego skuteczność przy wielkiej ilości warunków pracy.

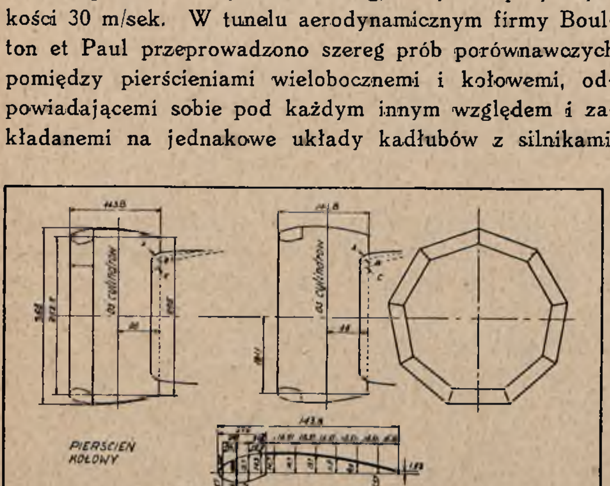
d) *Pierścienie wieloboczne.*

Rys. 8 przedstawia dwa pierścienie o tym samym przekroju, długości cięciwy i kącie cięciwy, przystoso-



Rys. 7. Opór silnika dla różnych okapotowań i skrzydeł, badany na modelach.

wane do tego samego silnika dziewięciocylindrowego. Oba rodzaje były badane na silniku, zamontowanym na gondoli. Wyniki badań, wskazują na nieznaczną wyższość okapotowania wielobocznego nad okapotowaniem kołowem. W wypadku silnika dziewięciocylindrowego o średnicy zewnętrznej 1370 mm zmierzone opory wynosiły 12,3 kg dla pierścienia wielobocznego i 14,1 kg dla kołowego, podczas gdy opór, stawiany przez silnik bez okapotowania wynosił 43,5 kg, wszystko przy szybkości 30 m/sek. W tunelu aerodynamicznym firmy Boulton et Paul przeprowadzono szereg prób porównawczych pomiędzy pierścieniami wielobocznemi i kołowemi, odpowiadającemi sobie pod każdym innym względem i zakładanemi na jednakowe układy kadłubów z silnikami.



Rys. 8. Modele trzech układów silnika z gondolą, poddane próbom.

W żadnym wypadku pierścień wieloboczny nie okazał się gorszy, aniżeli pierścień kołowy, a w większości wypadków wykazał nawet pewną przewagę. Próby z pracującem śmigłem dowiodły, że okoliczność ta nie wpływa ujemnie na wyższość pierścienia wielobocznego.

Próby, przeprowadzone w Stanach Zjednoczonych [1]), dały podstawę do twierdzenia, że pierścienie wieloboczne ustępują kołowym. Opinja ta jest oparta na porównaniu pewnego pierścienia wielobocznego z szeregiem pierścieni kołowych o różnych przekrojach i kątach cięciwy. Pierścień wieloboczny dawał się ustawiać pod zmiennym kątem i dawał najlepsze wyniki w położeniu, przy którem odstęp między nim, a silnikiem był niepotrzebnie duży. Próby, na które autor powołuje się, były wykonywane na pierścieniach o tych samych przekrojach, długościach cięciw i kątach cięciw przy użyciu tych samych modeli, to też stwierdzona na ich podstawie wyższość pierścieni wielobocznych nie budzi żadnych wątpliwości. Oba pierścienie, przedstawione na rys. 8, były poddane próbie w naturalnej wielkości, na tym samym samolocie. Zysk na oporze zmierzony na modelach, wynosi tylko 2% ogólnego oporu samolotu, co stanowi wielkość, nie dającą się stwierdzić przy badaniu wyczynów samolotu. W każdym razie próby w naturalnej wielkości wskazują na to, że pierścień wieloboczny z całą pewnością nie ustępuje pierścieniowi kołowemu.

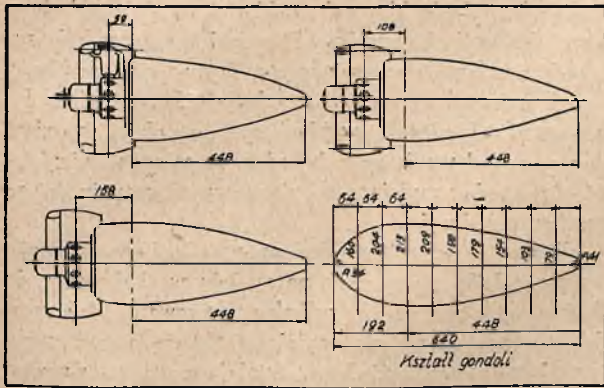
e) *Kształt kadłuba.*

Rola okapotowania polega jedynie na zmianie oporu, wywołanego przez umieszczenie silnika na kadłubie, któryby posiadał bez niego bardzo dobre własności aerodynamiczne. Powiększenie oporu, spowodowane dodaniem silnika, zależy nietylko od samego silnika, ale i od własności całego kadłuba. Umieszczenie silnika na dużym korpusie przedstawiającym bardzo duży opór, wpływa bardzo nieznacznie na ten opór, to też założenie okapotowania na silnik może oddziałać tylko na zmianę bardzo mało znaczącego składnika ogólnego oporu. Wprowadzenie okapotowań nakazuje zwrócenie bacznej uwagi na kształt kadłuba za silnikiem, ponieważ urządzenia te przyczyniają się do zachowania prawidłowego przepływu powietrza na całym obwodzie.

Kształtowanie kadłubów zależy od tak licznych czynników, że podanie pewnego ogólnego przepisu, określającego sposób przystosowania tego kształtu do pierścienia Townenda jest zupełnie niemożliwe. Na szczęście, skuteczność pierścienia Townenda zależy tylko od kształtu kadłuba w niedużej odległości od silnika. Dzisiejsze doświadczenia wskazują na to, że pierścień Townenda zmniejsza opór silnika w najsilniejszym stopniu wówczas, gdy średnica przedniej części kadłuba wynosi około 0,75 średnicy silnika i gdy na długości równej około jednej średnicy silnika profil kadłuba wykazuje łagodny przebieg bez nadmiernej zbieżności ani rozbieżności.

---

[1]) N. A. C. A. Report, Nr. 414.



Rys. 9. Pierścienie kołowy i wieloboczny o jednakowych profilach, badane na gondoli.

Dalszy przebieg profilu kadłuba może wywrzeć wielki wpływ na całkowity opór samolotu, nie oddziaływa natomiast zupełnie na oszczędność na oporze, którą daje pierścień Townenda.

Rys. 9 pokazuje modele silników wraz gondolami, które były poddane próbom. Gondole posiadają kształt brył obrotowych, odpowiadający profilowi normalnego zastrzału lotniczego o stosunku wymiarów 3 : 1. Przedstawione układy różnią się między sobą jedynie położeniem silnika w stosunku do rzędnej, odpowiadającej największej średnicy gondoli. Średnica ta wynosi 0,78 maksymalnej średnicy silnika. Z pośród trzech układów poddanych badaniu nieznaczną przewagę nad innemi wykazał układ środkowy, zarówno z pierścieniem Townenda, jak i bez niego, jednak różnica pomiędzy poszczególnemi układami nie jest duża. Układ średni jest tym, który dawał z pierścieniem wielobocznym opór 12,3 kg przy szybkości 30 m/sek., co stanowi najmniejszą z wartości osiągniętych dla silnika o średnicy zewnętrznej równej 1370 mm przy jakiejkolwiek postaci okapotowania Townenda.

Jakkolwiek przytoczone próby dotyczą silników, zamontowanych na gondolach, to ustalony przy ich pomocy wpływ okapotowania ma również znaczenie dla zwykłych kadłubów pod warunkiem, aby profil kadłuba odpowiadał, przynajmniej na długości równej średnicy silnika, profilowi gondoli.

Celem otrzymania najlepszych wyników przekrój kadłuba na długości poprzednio określonej winien być kołowy, zaś przy stosowaniu wielobocznego pierścienia można dać, nieraz z korzyścią, podobny przekrój kadłuba o ściankach równoległych do boków okapotowania.

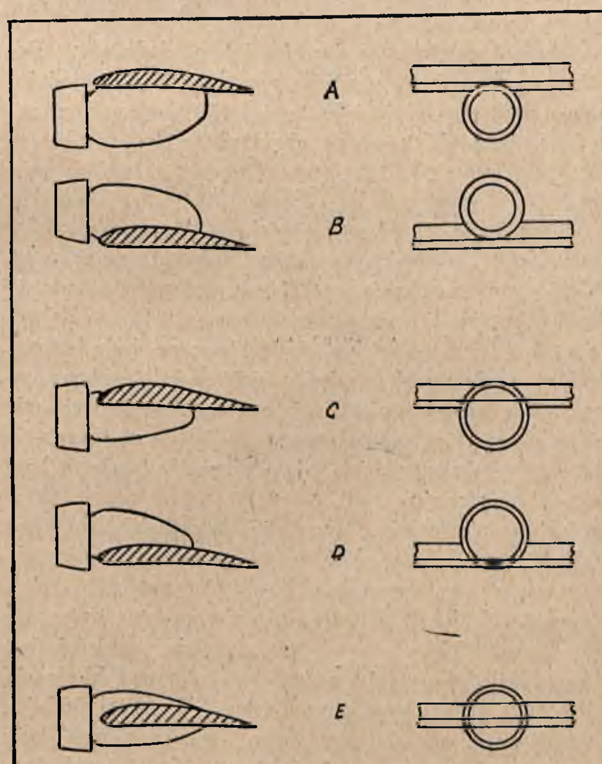
O ile przy projektowaniu płatowca wiadomo, że silnik będzie okapotowany, wówczas nadanie kadłubowi odpowiedniego kształtu nie przedstawia trudności. Przystosowanie pierścienia do samolotu już zbudowanego może być kłopotliwe, zwłaszcza, jeśli przekrój kadłuba posiada nieprawidłowe kształty.

f) *Wpływ wzajemnego oddziaływania na pierścień Townenda.*

Wpływ pierścieni Townenda na opór silnika należy do kategorji zjawisk, wiążących się z wzajemnem oddziaływaniem. Pierścień taki zmniejsza oddziaływanie między silnikiem, zamontowanym na skrzydle a samem skrzydłem, a w wypadkach, gdy to wzajemne oddziaływanie jest znaczne, pierścień Townenda zmniejsza opór, towarzyszący temu zjawisku.

Pierścień Townenda jest bardzo wrażliwy na pewne rodzaje oddziaływania. Jeśli w przepływie powietrza przy zewnętrznej powierzchni powstaną zaburzenia, wówczas może nastąpić miejscowe oderwanie się strugi od pierścienia. Wpływ tego zaburzenia rozciąga się często na cały obwód pierścienia, unicestwiając skuteczność jego działania. Najtrudniejsze wypadki tego rodzaju powstają wówczas, gdy obwód pierścienia zbliża się znacznie do powierzchni skrzydła.

Na rys. 10 są pokazane pod *A* i *B* wypadki, w których powstaje wzajemne oddziaływanie wyżej opisanego typu, należy ich zatem unikać. Przez pionowe przesu-



Rys. 10. Różne położenia wzajemne pierścienia Townenda i skrzydła badane pod względem wzajemnego oddziaływania.

nięcie silnika otrzymuje się wypadki, jak pod *C* i *D*, wolne od tych zaburzeń. Warjant *A*, przy którym silnik zostaje opuszczony jeszcze niżej, może dać nawet gorsze wyniki, niż wypadek, pokazany na rysunku. Wzajemne oddziaływanie ustaje jedynie wówczas, gdy silnik zostaje opuszczony tak nisko, aby powstała dostateczna szczelina między skrzydłem a pierścieniem. Najlepsze wyniki daje układ *E* pod warunkiem, że silnik nie będzie zanadto cofnięty ku tyłowi i krawędź natarcia skrzydła zostanie nienaruszona.

Szkic *G* pokazuje sposób zmniejszenia oddziaływania przez usunięcie pewnej części obwodu pierścienia. Zmiana taka jest zazwyczaj niedopuszczalna, gdyż psuje całkowicie skuteczność pierścienia, w tym wypadku jednak dała ona dobre wyniki, gdyż skrzydło uzupełnia brak, stworzony przez wycięcie części pierścienia.

Całkowity opór, stawiany przez okapotowany silnik zmienia się w bardzo niewielkim stopniu pod wpływem części, pozostających w obrębie pierścienia. Nie da się naprzykład zauważyć poprawy, jeśli konstrukcja podparcia pierścienia zostanie wykonana z prętów o przekroju kroplowym zamiast okrągłego. Równie mały wpływ pociąga za sobą założenie kolektorów spalin, jak również ustawienie specjalnych owiewków i t. p. dodatków. Dodatkowa osłona karteru silnika wpływa tylko na podniesienie temperatur oleju i karteru, i nie powinna być zakładana, jeśli efekty te są niepożądane.

g) *Chłodzenie silników.*

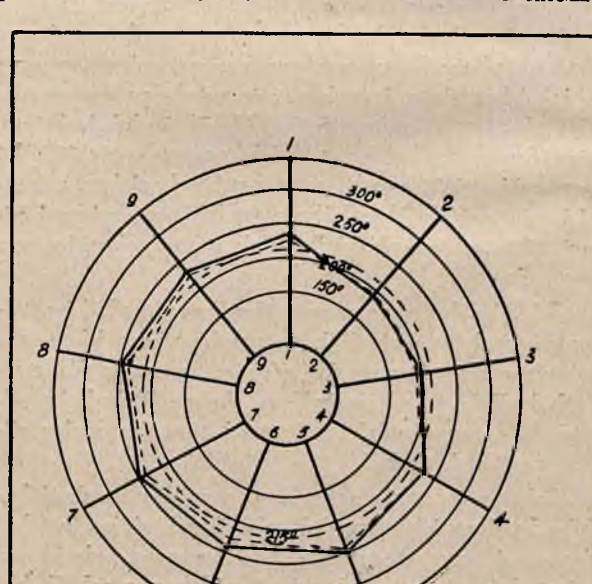
Porównanie typowego pierścienia Townenda z jakiemkolwiek innem okapotowaniem wskazuje na prawdopodobieństwo uzyskania pod jego wpływem lepszego chłodzenia, aniżeli przy osłonach innego rodzaju. Istnienie pewnej siły nośnej na obwodzie, oraz dodatkowych prądów powietrznych naokoło pierścienia, wpływa na powstanie w obrębie pierścienia szybkości mniejszej, aniżeli szybkość po stronie zewnętrznej. Zmniejszenie to jest bardzo nieznaczne i odbija się na chłodzeniu w bardzo małym stopniu.

Zalety pierścienia Townenda ujawnił między innemi Fedden, podając wyniki pewnych prób, wykazujących, że pierścień ten zapewniał chłodzenie tam, gdzie okapotowanie N. A. C. A. stawało się przyczyną przegrzania silnika. Okapotowanie to najczęściej zawodzi, jak wskazują doświadczenia amerykańskie, przy chłodzeniu silników z reduktorem i sprężarką. Większa średnica wewnętrzna z przodu pierścienia Townenda umożliwia jego zadawalającą pracę nawet przy wolnobieżnych śmigłach o dużej średnicy.

Przy pomocy rurek Pitota i szybkościomierza cieplnego były robione pomiary szybkości powietrza w sąsiedztwie świec gwiaździstego silnika o dziewięciu cylindrach. Rurki Pitota wykazały 5-procentowy wzrost szybkości po założeniu pierścienia Townenda, zaś szybkościomierz cieplny pozwolił na stwierdzenie spadku szybkości tego samego rzędu. Z pośród wielu wyjaśnień tej rozbieżności najprawdopodobniejsze jest to, że pierścień Townenda zmienia kierunek szybkości, na co szybkościomierz cieplny jest nieczuły. Przyrząd ten wyzyskuje zależność temperatury rozgrzanego drutu od szybkości przepływającego powietrza i wskazuje bezpośrednio intensywność chłodzenia, szybkość zaś pośrednio, w związku z czem wskazania jego dowodzą, że założenie pierścienia Townenda zmniejsza w nieznacznym stopniu intensywność chłodzenia.

Firma, w której pracuje autor (Boulton et Paul), przeprowadziła szereg prób na modelu w skali jeden do pięciu, zaopatrzonym w cylindry, ogrzewane elektrycznie i zasilane dającą się zmniejszyć ilością energji, przyczem temperatura cylindrów, ustalająca się po pewnym okresie czasu była miarą intensywności chłodzenia. W ten sposób udało się stwierdzić, że pierścień Townenda powoduje zawsze pogorszenie chłodzenia silników. Nie wykryto jednak istnienia zależności między oporem instalacji, a chłodzeniem silnika, tak, że nie da się powiedzieć, iż okapotowanie dające najmniejszy opór, będzie powodowało pracę silnika przy najwyższych temperaturach. Niestety wyników tych nie udało się uzgodnić z wynikami, otrzymanemi na silnikach rzeczywistej wielkości.

Rys. 11 podaje rozkład temperatur po tylnej stronie głowic silnika dziewięciocylindrowego, pracującego w hamowni i chłodzonego przy pomocy wentylatora. Jedna z krzywych dotyczy pracy bez pierścienia, druga wskazuje na temperatury, osiągnięte po założeniu pierścienia Townenda. Bardzo mała różnica między obiema serjami pomiarów tłumaczy się sztucznemi warunkami chłodze-



Rys. 11. Temperatury cylindrów silnika dziewięciocylindrowego z pierścieniem Townenda i bez.

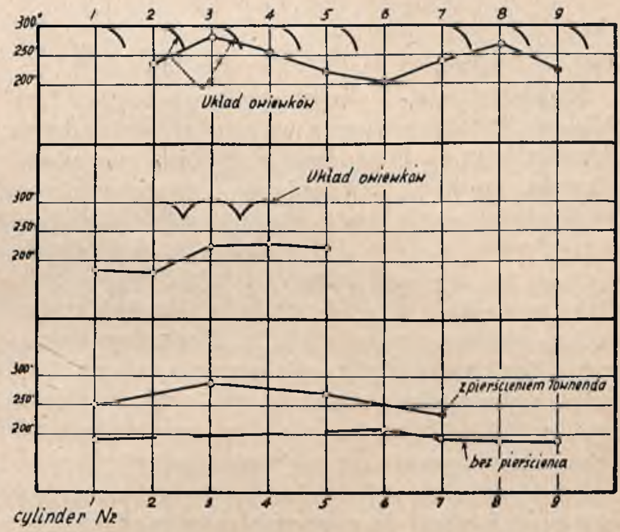
nia. Należy zwrócić uwagę na nierówny rozkład temperatur w poszczególnych cylindrach z wahaniami, dochodzącemi do 50°.

Rys. 12 dotyczy podobnych prób, przeprowadzonych na silniku o zbliżonym typie, pracującym przy mniejszem sprężeniu wstępnem. Jak wskazują dolne krzywe, temperatura cylindra Nr. 3 wzrosła po założeniu pierścienia Townenda powyżej dopuszczalnych granic. Celem usunięcia tego nałożono na cylinder ten owiewki, otaczające również częściowo cylindry sąsiadujące. Jak wskazują następne krzywe wynikiem tego był spadek temperatury 3-go cylindra z 285 na 225°, przyczem cylinder Nr. 2, otoczony tylko częściowo, wykazał taką samą temperaturę, jak cylinder Nr. 3. Należy zwrócić uwagę, że cylinder Nr. 1, całkowicie odsłonięty pracował podczas drugiej próby przy temperaturze o 70° niższej, niż podczas pierwszej, oraz że temperatura cylindra Nr. 5 spadła o 50°. Jako dalszą przeprowadzoną próbę z owiewkami, otaczającemi częściowo wszystkie cylindry oprócz Nr. 6. Pomiary temperatur podczas tej próby wykazały ponowny wzrost temperatury cylindra Nr. 3 do pierwotnej wysokiej wartości i wykazały niemożność ustalenia jakiejkolwiek zależności między obecnością owiewków a temperaturami cylindrów. W związku z temi próbami, odznaczającemi się bardzo nieregularnym rozkładem temperatur naokoło silnika, należy zauważyć, iż każdemu przegrzaniu się silnika, spowodowanemu założeniem pierścienia Townenda, towarzyszy ten nieprawidłowy rozkład temperatur.

Wzrost temperatur maksymalnych, któremu towarzyszą znaczne odchylenia temperatur na poszczególnych cylindrach, w żadnym razie nie może być przypisywany wyłącznie oddziaływaniu pierścienia Townenda. Najprawdopodobniejsze wytłumaczenie tego zjawiska wskazuje na przypuszczalnie zachodzące zubożenie mieszanki i nierówny rozdział jej do poszczególnych cylindrów pod wpływem zmian w przepływie powietrza, spowodowanych założeniem pierścienia.

W pewnym wypadku założono na samolot produkcji nieangielskiej okapotowanie systemu Boulton et Paul, uzyskując znaczną poprawę wyczynów samolotu kosztem niedopuszczalnego wzrostu temperatur cylindrów, oraz nieregularnej pracy silnika. Celem usunięcia zła przeprowadzono badania nad regulacją gaźnika i nad sposobem zasysania powietrza. uzyskując w wyniku dokonanych modyfikacyj znaczną poprawę pracy silnika. Ostatecznie postanowiono założyć gaźnik odmiennego typu i osiągnięto wskutek tego w czasie lotu temperatury, leżące poniżej wartości, osiągniętych z poprzednim gaźnikiem i starem okapotowaniem, polegającem jedynie na zasłonięciu karteru. Przykłady te uzasadniają zdaniem autora konieczność zwrócenia większej, niż dotychczas, uwagi na wpływ, jaki wywiera okapotowanie na zasysanie powietrza do silnika oraz warunki, w jakich pracuje gaźnik.

Założenie pierścienia Townenda staje się źródłem trudności tylko wtedy, gdy silnik posiada bardzo niewielki zapas powierzchni chłodzącej. Konstruktor silników lotniczych zdaje sobie dobrze sprawę z tej okoliczności, to też trudności tego rodzaju należą do coraz rzadszych.



Rys. 12. Próby silników ze sprężarką, zaopatrzonych w pierścienie Townenda.

W razie stwierdzenia nierównego rozdziału temperatur pomiędzy poszczególnemi cylindrami, co zachodzi w pewnej mierze we wszystkich silnikach, chłodzonych powietrzem, należy przewidzieć sposób chłodzenia, który zniży temperaturę najgorętszego cylindra do poleconej wartości. Wytwórca silników winien zwrócić uwagę na usunięcie przyczyn takiego nierównego rozdziału temperatur, stanowi to bowiem bardzo ważny sposób polepszenia warunków chłodzenia silnika.

7. PORÓWNANIE WYNIKÓW OTRZYMANYCH NA MODELACH I W WIELKOŚCI NATURALNEJ.

Pierścień Townenda zawdzięcza swoje powstanie próbom, przeprowadzonym na modelach w tunelu aerodynamicznym. Zastosowanie wyników, otrzymanych w ten sposób, do określenia wyczynów samolotu jest połączone z pewnemi trudnościami.

Na podstawie dużej ilości prób z okapotowaniami wielkości naturalnej można stwierdzić, że spadek oporu, zawdzięczany ich obecności, stanowi wielkość tego samego rzędu, co analogiczny spadek, określony na modelach. Tłumaczy się to tym samym charakterem zjawisk, zachodzących w obu wypadkach, i pozwala na znaczne uproszczenie badań nad okapotowaniem silnika. W pewnych wypadkach stwierdzono znaczną rozbieżność między wynikami badań pierścienia Townenda na modelach, a wynikami takich samych badań na samolotach rzeczywistych. Źródeł tych odchyleń nie należy szukać w szczególnych właściwościach pierścienia Townenda, lecz w tej okoliczności, iż wyczyny samolotów, określone na

podstawie modelu, mogą znacznie odbiegać od wyczynów rzeczywistych niezależnie od oporu instalacji silnikowej.

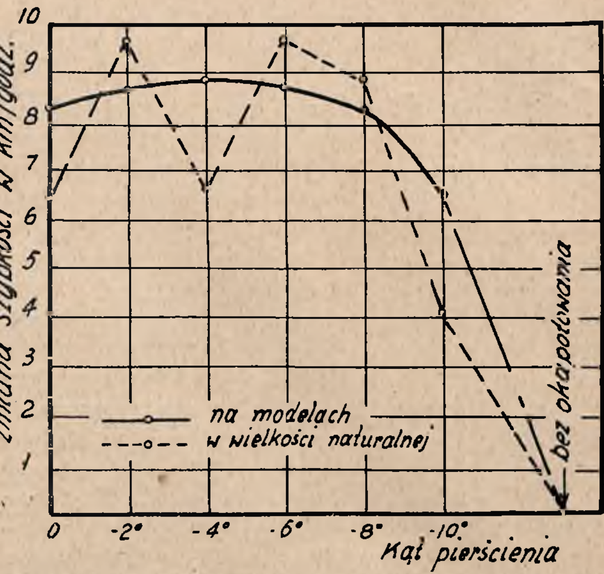
Modele, służące do badań nad pierścieniem Townenda, winny być wykonane w dużej skali. Doświadczenie, zdobyte przez firmę Boulton et Paul, poleca dla większości wypadków stosowanie skali przynajmniej jeden do pięciu przy szybkości wiatru 18 m/sek. Ostatnio były wykonane przez tę firmę modele w skali dwóch do pięciu, nie udało się jednak stwierdzić znaczniejszej różnicy pomiędzy wynikami, otrzymanemi na tych modelach, a wynikami badań modelów dwukrotnie mniejszych. Zmniejszanie skali do jednego na dziesięć daje wyniki błędne, gdyż stwierdzony na takich modelach opór pierścienia Townenda wypada znacznie większy od oporu, wyznaczonego na modelach dwukrotnie większych. Nieprawidłowość ta jest spowodowana przez część oporu, przypadającą na model samego silnika.

Jest rzeczą przyjętą przedstawiać silnik na modelach pod postacią uproszczoną, która ma za zadanie jedynie naśladowanie znanego lub założonego oporu rzeczywistego silnika. Takie uproszczone modele nie mogą być użyte do prowadzenia badań nad pierścieniem Townenda w żadnej skali, ponieważ zmiana oporu, wywołana obecnością tego okapotowania, zależy od drogi strug powietrza w obrębie okapotowania, nie zaś od bezwzględnego oporu silnika. Przeprowadzenie prób na takich uproszczonych modelach daje zazwyczaj znacznie mniejsze opory, aniżeli opory silników normalnie zamontowanych.

Często może się zdarzyć, że próby, przeprowadzone na modelach, dadzą podstawę do spodziewania się większych zysków na szybkości wskutek założenia okapotowania, aniżeli to jest w rzeczywistości. Autor tłumaczy te niezgodności tem, że określony na podstawie prób na modelach całkowity opór samolotu zazwyczaj znacznie odbiega od wartości rzeczywistych. Niedocenianie oporu samolotu zwiększa szanse okapotowania i prowadzi do zbyt optymistycznej oceny szybkości samolotu z okapotowanym silnikiem.

Celem sprawdzenia wyników, przedstawionych na rys. 6, który obrazuje wpływ kąta ustawienia cięciwy profilu pierścienia na opór, stawiany przez okapotowany silnik, wykonano próby nad pierścieniem rzeczywistym, odpowiadającym pod względem szczegółów modelowi. Zbadanie takiego samego zakresu ustawień, jaki był uwzględniony przy badaniu modelu, nie okazało się możliwe, musiano się zatem ograniczyć do kątów od 0 do — 10°. Zakres ten okazał się wystarczający dla sprawdzenia, czy nieznaczne zmienianie się oporu, stwierdzone na modelu, istnieje również w rzeczywistości.

Wyniki powyższego porównania przedstawia rys. 13. Należy zaznaczyć, że wartości, odpowiadające okapotowaniu rzeczywistemu, zostały wyznaczone jako średnie z sześciu odczytów dla każdej zmiany kąta ustawienia profilu. Autor nie uważa, aby otrzymane wyniki wykazywały nienormalnie dużą rozbieżność, i wyraża opinję, że określenie szybkości maksymalnej nowoczesnego samolotu z większą dokładnością napotkałoby na bardzo poważne trudności. Wypadki uzyskania rozbieżności między badaniem okapotowań na modelach, a badaniem ich w rzeczywistości należy tłumaczyć raczej niemożnością dokładnego przeprowadzenia pomiarów w locie, aniżeli zawodnością wyników, otrzymanych w tunelu aerodynamicznym.



Rys. 13. Porównanie wyników badań nad oddziaływaniem pierścienia Townenda przy różnych kątach ustawienia cięciwy profilu.

8. CAŁKOWITY OPÓR SILNIKA Z PIERŚCIENIEM TOWNENDA.

Jak wiadomo, ustalenie przez Pye'a wielkości mocy, zużywanej na chłodzenie silnika w wysokości 1,5% mocy całkowitej, jest oparte na założeniach teoretycznych, nie dających się urzeczywistnić w praktyce. Proponowane przez McKinnon Wooda zastosowanie wentylatora do chłodzenia silnika jest już znacznie bliższe rzeczywistości, zwłaszcza jeśli będzie chodziło o dalsze podniesienie szybkości płatowców przy pozostawieniu obecnego typu silników. Rozwiązanie to da się dobrze pogodzić ze stosowaniem pierścienia Townenda.

Przyjęta przez McKinnon Wooda średnia różnica temperatur między cylindrem, a otoczeniem jest daleka od rzeczywistości. Po obniżeniu jej z przyjętych 250 na 200°, co jeszcze niezupełnie odpowiada istotnym warunkom pracy, otrzymuje się wielkość mocy, potrzebnej dla chłodzenia silnika, równą 10% mocy ogólnej zamiast 4%, odpowiadających maksymalnej różnicy temperatur. Te 10% zostaje przyjęte jako graniczna wartość, dająca się osiągnąć przy chłodzeniu według tego systemu.

Najlepszy wynik, otrzymany przy zastosowaniu pierścienia Townenda został poprzednio omówiony. Zastosowany silnik miał 1370 mm średnicy oraz był zamon-

towany na gondoli o średnicy maksymalnej 1070 mm i zaopatrzony w okapotowanie wieloboczne, stawiające przy 30 m/sek. opór 12,3 kg. Ten sam silnik i pierścień oraz gondola o podobnych wymiarach zostały zamontowane na skrzydle samolotu, przyczyniając się do powiększenia oporu o te same 12,3 kg. Układ ten, poddany próbie pracował pod każdym względem zadawalająco. Chłodnice smaru były typu powierzchniowego i opór ich mieścił się w całkowitym oporze gondoli.

Zastosowany silnik rozwijał moc 480 KM na wysokości 1200 m, umożliwiając szybkość samolotu 225 km/godz. Moc pochłaniana dla przezwyciężenia oporu silnika wynosiła 43,5 KM, czyli 9% mocy silnika. Ten sam stosunek procentowy otrzymano dla silnika o tych samych wymiarach jednak większej mocy wskutek zastosowania sprężarki. Biorąc pod uwagę sprawność śmigła, otrzyma się stosunek oporu instalacji silnika do całkowitego oporu samolotu równy 11,5%.

W przykładzie tym opór, wywołany przez dodanie gondoli i silnika do skrzydeł, winien być potraktowany w całości jako opór silnika. W wypadku, gdy część samolotu, do której jest przymocowany silnik, służy jako pomieszczenie dla załogi i ładunku i byłaby potrzebna również wrazie umieszczenia silnika w innem miejscu, opór właściwej instalacji silnikowej posiadałby niższą wartość, aniżeli w powyższych przykładach.

W ogólności należy stwierdzić, że przy dopuszczalnych dziś temperaturach silnika i spotykanych szybkościach lotu, pierścień Townenda pozwala na zmniejszenie mocy potrzebnej na chłodzenie do wartości równych lub nawet niższych, aniżeli dane ustalone przez McKinnon Wooda dla chłodzenia samych cylindrów przy średniej różnicy temperatur, leżącej powyżej dzisiejszych możliwości. Do mocy, podanej przez tego badacza, trzebaby jeszcze dodać moc potrzebną dla przezwyciężenia oporu przewodów wlotowych i wydechowych oraz chłodnic smaru.

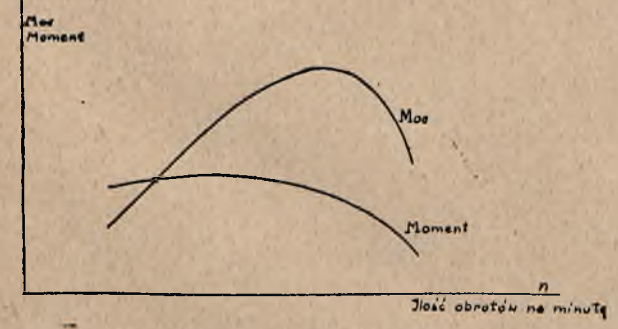
W razie zyskania możności pracy przy tych różnicach temperatur, jakie przewidywał McKinnon Wood, silniki o tej samej średnicy będą wydajniejsze i po otoczeniu pierścieniem Townenda będą stawiały opór, zależny przedewszystkiem od średnicy zewnętrznej pierścienia. Wzrost dopuszczalnej różnicy temperatur między cylindrami, a powietrzem chłodzącem podniósłby zatem znacznie skuteczność działania pierścienia.

Tłumaczył *inż. I. Tuszyński.*

Kpt. obs. HENRYK GIZACZYŃSKI

Ogólne zasady stosowania reduktora

Zespół śmigło-silnikowy ma na celu z jednej strony otrzymanie określonej zgóry mocy motoru, z drugiej zaś śmigło winno zużytkować przekazaną mu moc z możliwie najwyższym współczynnikiem sprawności. Na moc silnika składa się cały szereg czynników, a więc ilość cylindrów, ciśnienie średnie, objętość całkowita cylindra (skok tłoka, średnica cylindra), oraz ilość obrotów wału silnika na jednostkę czasu. Rozpatrzmy w jaki sposób wpływa ilość obrotów na moc silnika. Powiększając ilość obrotów, zwiększamy moc. Moment obrotowy zmienia się mało, początkowo, rośnie i osiąga swe maksimum przy pewnej określonej ilości obrotów w punkcie, gdy



Rys. 1.

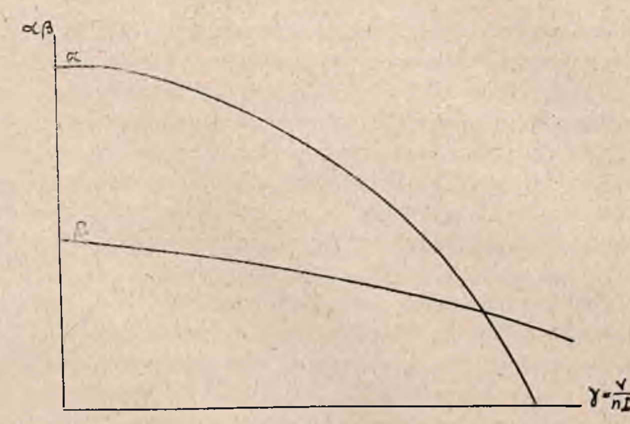
zachodzi optimum napełnienia cylindrów. Poczynając od chwili osiągnięcia swego maksimum, która odpowiada pewnej ilości obrotów, moment zaczyna maleć, szybciej, niż poprzednio wzrastał, natomiast moc silnika, jako funkcja momentu i obrotów, nadal rośnie i osiąga swe maksimum przy wyższej ilości obrotów.

Mamy więc dwie szybkości charakterystyczne: szybkość ω_1, której odpowiada maksimum momentu obrotowego, oraz szybkość ω_2, odpowiadająca maksimalnej mocy motoru. Normalna ilość obrotów silnika zwykle zawiera się między szybkościami ω_1 i ω_2 Między temi szybkościami moment obrotowy maleje mniej więcej o 10% w ten sposób, że krzywa mocy jest bardzo zbliżona do linji prostej i w rachunkach przybliżonych przyjmujemy, że moment obrotowy jest stały. Szybkość ω_1 zależy od termicznego wyzyskania silnika, od szybkości linjowej tłoka. Zmienia się ona nieznacznie i zawiera się w granicach około 1000 obr./min. Szybkość ω_2 zależy również od tych samych czynników, jak również i od sposobu zasilania, jak i od sprawności mechanicznej silnika. Osiągalna granica szybkości obrotowej silnika zależy, jak już zaznaczono, od doskonałości zasilania. Powiększając średnice przelotowe zaworów, średnice rur ssących, opóźniając zamknięcie zaworów ssących i wydechowych, *przyśpieszając zapłon* zyskać możemy na ilości obrotów. Zwiększenie ilości obrotów uzależnione jest również od *działania iskrownika*, jak również

i względów wytrzymałościowych, z punktu widzenia wibracji działania sił bezwładności, sił tarcia, warunków smarowania. Uzyskana moc silnika zostaje przekazana śmigłu, które swem działaniem w ośrodku powietrznym umożliwia utrzymanie się płatowca w locie. Oczywistą jest rzeczą, iż śmigło winno pracować z możliwie najwyższym współczynnikiem sprawności. Zobaczmy od czego zależy sprawność śmigła, a przekonamy się, iż zwiększenie ilości obrotów silnika nie idzie w parze ze wzrostem sprawności śmigła, a co zatem, zachodzi w pewnych wypadkach konieczność stosowania tak zw. reduktora-mechanizmu, pozwalającego zmniejszyć ilość obrotów śmigła w stosunku do ilości obrotów silnika. Zobaczmy jakie siły zostają wywołane przez obracające się śmigło i od czego one zależą. A więc przedewszystkiem śmigło o średnicy D obracające się z ilością n obrotów na minutę stwarza siłę ciągu P, pochłaniając moc T. Siła ciągu P jest zależną od gęstości powietrza m, wielkości powierzchni śmigła S, oraz od kwadratu szybkości obwodowej U, wreszcie od współczynnika zależnego od profilu śmigła i skoku. Współczynnik ten oznaczmy przez α. Powierzchnia śmigła jest proporcjonalną do kwadratu średnicy, czyli do D^2 zaś szybkość obwodowa dla każdego elementu śmigła jest proporcjonalną do nD. Ostatecznie więc otrzymamy, że siła ciągu śmigła wyrazi się wzorem: $P = \alpha\ D^2 . n^2\ D^2 . m = \alpha\ n^2 . D^4 . m$. Moc pobrana jest proporcjonalną do iloczynu ciągu P przez szybkość obwodową nD. A więc dla mocy pochłoniętej otrzymamy wzór $T = \beta . n^2 D^4 \cdot m \cdot n \cdot D = \beta n^3\ D^5\ . m$. We wzorze tym współczynnik β jest zależny od profilu i skoku śmigła. Widzimy więc, iż charakterystyką sił P. i T są współczynniki α i β Współczynniki te prócz tego, iż zależą od kształtu geometrycznego śmigła, zależą jeszcze od ilorazu $\frac{v}{n\ D}$ gdzie v jest szybkością postępową płatowca w metrach/sek. n ilością obrotów na minutę i D średnicą śmigła w metrach.

Oznaczmy stosunek $\frac{v}{n\ D}$ przez γ. Zależność współczynników α i β od γ wyjaśnić można w ten sposób, że ponieważ śmigło w locie bierze udział w dwóch ruchach jednocześnie, a mianowicie w ruchu obrotowym około swej osi i w ruchu postępowym całego płatowca, to szybkość wypadkowa wszystkich elementów śmigła będzie się zmieniać w jednakowym stosunku wówczas, o ile w tym samym stosunku, zmieniać się będzie szybkość postępowa do szybkości obwodowej. O ile więc stosunek $\frac{v}{n\ D}$ nie ulega zmianie to i nie ulegną zmianie stosunki szybkości wszystkich elementów śmigła. Na rys. 2, podana jest zmiana współczynników α i β dla grupy śmigieł geometrycznie podobnych i posiadających jeden i ten sam *stosunek skoku do średnicy* $\left(K = \frac{H}{D}\right)$.

Przeprowadzając badanie z danym modelem śmigła przy różnych γ możemy obliczyć doświadczalnie wartość współczynników α i β i zbudować odpowiednie wykresy.

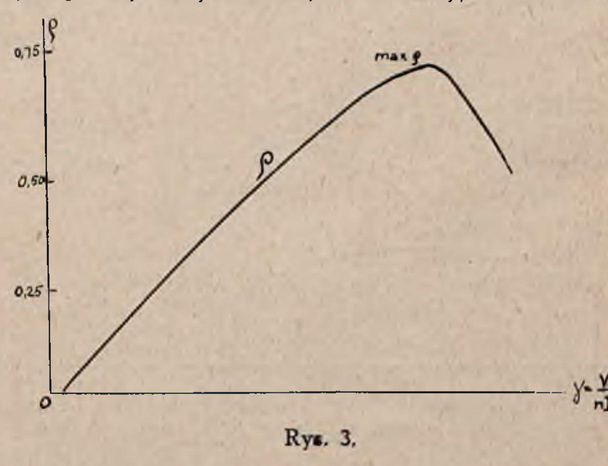


Rys. 2.

Z wykresu widać, że współczynnik α maleje w związku ze wzrostem γ i przy pewnej wartości γ α staje się równa zeru. Współczynnik β również maleje ze wzrostem γ. Gdy $\alpha = 0$ to β jest jeszcze większą od zera, oznacza to, że dla pewnej wartości γ siła ciągu jest równą zeru, a mimo to śmigło pochłania pewną ilość mocy zużytą na obrót dokoła osi. Od chwili, gdy α staje się równą zeru, siła ciągu przechodzi od wielkości dodatniej do ujemnej i śmigło zamiast ciągu powoduje opór. Przy $\beta < 0$ śmigło zaczyna pracować na podobieństwo wiatraka, czyli nie wymaga pracy od silnika, a naodwrót śmigło samo napędza wał. Na płatowcu wypadek ten można zaobserwować, gdy chcemy uruchomić zatrzymane śmigło przy pomocy ostrego „piqué". Mając wzory na siłę ciągu śmigła i moc pobraną możemy wyprowadzić wzór na sprawność śmigła. Sprawnością nazywamy stosunek mocy wykonanej do mocy pobranej. Korzystając ze wzorów na P i T wzór na sprawność przedstawi się jako:

$$\rho = \frac{P.\ V.}{T} = \frac{\alpha\, n^2 . D^4 . m\, v}{\beta\, n^3\, D^5\, m} = \frac{\alpha\ v}{\beta\, n\, D} = \frac{\alpha}{\beta}\ \gamma$$

Widzimy, że sprawność śmigła jest wyłącznie funkcją γ i nie zależy od gęstości powietrza. Sprawność śmigła bez względu na wysokość lotu pozostaje niezmienna o ile γ zostaje również stała. Przebieg krzywej ρ jest podany na rysunku Nr. 3. Widzimy, że dwukrotnie

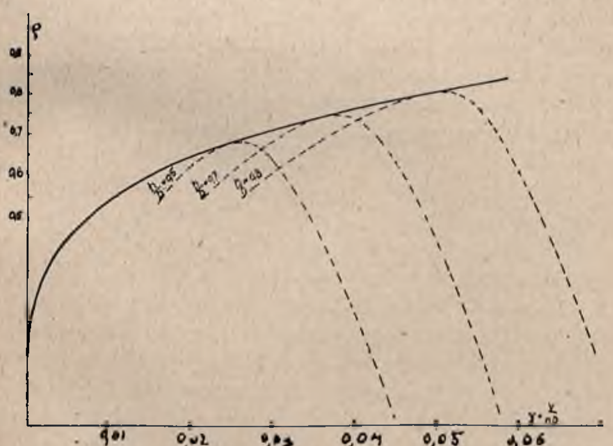


Rys. 3.

w swym przebiegu ρ staje się równe zeru, raz, gdy $v = 0$ (wypadek pracy na hamulcu) i powtórnie, gdy $\alpha = 0$, czyli w tym wypadku, gdy siła ciągu $P = 0$. Krzywa ρ początkowo wzrasta poczynając od zera, przechodzi przez swe maksimum przy pewnej wartości γ a następnie znowu maleje.

Podaliśmy wykresy przebiegu zmienności współczynników α, β i krzywą sprawności ρ w zależności od $\gamma = \frac{v}{nD}$.

Krzywe te będą miały przebieg jednakowy dla grupy śmigieł geometrycznie podobnych i posiadających $K = \frac{H}{D} = C^{-te}$. We wzorze tym H — jest skokiem śmigła, D zaś średnicą. A więc jeżeli mamy dwa śmigła geometrycznie podobne i dla których $K = C^{-te}$ i jeżeli zachowamy warunek stałości γ, to krzywe śrubowe opisywane przez każdy element tych śmigieł, będą posiadać wzajemnie jednakowe nachylenie. Odpowiednie elementy pracować będą pod tym samym kątem i w warunkach teoretycznie podobnych. Rozpatrzmy teraz przebieg krzywej sprawności dla śmigieł posiadających równe sobie powierzchnie i równe sobie średnice, lecz różniące się skokiem, innemi słowy różniące się kątem nachylenia łopatek śmigła do płaszczyzny prostopadłej do osi śmigła. Zauważymy wówczas, że w miarę tego jak K i γ rosną, to odpowiednie krzywe sprawności osiągają coraz to większe maksima. Dla wartości $K = \infty$ 1,3 krzywa ρ osiąga największą wartość ze wszystkich innych krzywych dla ρ w funkcji K. W miarę dalszego wzrostu K krzywa sprawności ρ osiąga coraz to mniejsze maksima.



Rys. 4.

Widzimy więc, iż maksimalną sprawność osiągnie śmigło przy $K = \infty$ 1,3 dla określonej wartości $\gamma = \frac{v}{n\,D}$. Niestety powyższa wartość γ jest dość trudna do osiągnięcia. Posiadając wykreślone krzywe sprawności dla pewnej liczby śmigieł posiadających różne K, możemy wykreślić obwiednie tych krzywych (krzywa ciągła), które będą miejscem geometrycznem punktów maksimalnych sprawności możliwych do osiągnięcia, przy każdej wartości γ. A więc naprzykład dla $\gamma = 0{,}02$ możemy osiągnąć $\rho = 0{,}65$ przy śmigle z odpowiednio określonem K. Doświadczalnie wykazano, że dla wszystkich punktów obwiedni stosunek $K = \frac{H}{D}$ jest prawie funkcją linjową $\gamma = \frac{v}{n\,D}$, jak również możemy przyjąć, że współczynnik mocy pochłoniętej β jest proporcjonalny do γ. Aby więc dobrać odpowiednio śmigło należy posiadać wykresy sprawności dla śmig różniących się wartością m w funkcji γ. Krzywe te o kształcie parabol wyznaczają nam obwiednię również kształtu parabolicznego. Dla wartości γ maksimum sprawności odpowiada punktowi styczności obwiedni z krzywą sprawności dla śmigła o określonem K. W ten sposób mamy naszą krzywą żądaną, jak również odnajdujemy pożądane $K = \frac{H}{D}$. Równanie obwiedni może być przedstawione jako $\rho = \lambda \sqrt{\frac{v}{n\,D}}$ gdzie λ jest współczynnikiem zależnym od kształtu śmigła, a w szczególności od szerokości łopatki. Dobrze dobrane śmigło powinno pracować na danej wysokości przy takiej wartości $\frac{v}{n\,D}$ przy której krzywa sprawności jest styczną do obwiedni. Zobaczmy teraz jaki związek funkcyjny istnieje między sprawnością śmigła, a mocą silnika i ilością obrotów. Mamy znaną już zależność T na moc pochłoniętą $= \beta\, n^3 D^5$ i naszą zmienną $\gamma = \frac{v}{n\,D}$.

Wyznaczmy z tych dwóch zależności D (średnicę) i n (ilość obrotów):

$$T = \beta\, n^3 D^5 \text{ (I) i } \gamma = \frac{v}{n\,D} \text{ (II)}$$

$$\text{Z II } \gamma\, n\,D = v \text{ skąd } D = \frac{v}{\gamma\, n}$$

Podstawiamy otrzymaną wartość na D do (I).

$$T = \beta\, n^3 \frac{v^5}{\gamma^5\, n^5} = \frac{\beta\, v^5}{\gamma^5\, n^2}$$

$$\beta\, v^5 = T\, \gamma^5\, n^2 \text{ skąd } n^2 = \frac{\beta\, v^5}{\gamma^5\, T}$$

W sposób podobny wyznaczmy D.

$$\gamma = \frac{v}{n\,D} \qquad \gamma\, n\, D = v \qquad n = \frac{v}{\gamma\, D}$$

Podstawiając do I.

$$T = \frac{\beta\, v^3\, D^5}{\gamma^3\, D^3} = \frac{\beta\, v^3\, D^2}{\gamma^3}$$

$$T\, \gamma^3 = \beta\, v^3\, D^2 \text{ skąd } D^2 = \frac{T\, \gamma^3}{v^3\, \beta}$$

Mamy więc:

$$n^2 = \frac{\beta}{\gamma^5} \cdot \frac{v^5}{T} \quad \text{i} \quad D^2 = \frac{T}{v^3} \cdot \frac{\gamma^3}{\beta}$$

Rozpatrzmy otrzymane wyrażenie dla n^2 i D^2.

Wyrażenie dla n^2 jest iloczynem $\frac{\beta}{\gamma^5}$ przez $\frac{v^5}{T}$. Jak wiemy β jest funkcją γ, każdej zaś wartości γ odpowiada pewna wartość na ρ. Innemi słowy możemy stwierdzić, że iloraz $\frac{\beta}{\gamma^5}$ jest funkcją ρ. Wzór na n^2 przybierze postać $n^2 = \frac{v^5}{T} f(\rho)$. Wyznaczając $f(\rho)$ otrzymamy $f(\rho) = \frac{n^2 T}{v^5}$. Przekonaliśmy się, że iloraz $\frac{\beta}{\gamma^5}$ jest funkcją sprawności. Stwierdzić łatwo, że jeżeli sprawność rośnie (odpowiednio do wzrostu γ) to $\frac{\beta}{\gamma^5}$ gwałtownie maleje (β maleje ze wzrostem γ), mianownik zaś ułamka $\frac{\beta}{\gamma^5}$ szybko rośnie.

Wracając do wyrażenia $\frac{n^2 T}{v^5} = f(\rho)$ widzimy więc że osiągając maksimum na ρ, wyrażenie $\frac{\beta}{\gamma^5}$ stawać się będzie coraz mniejsze. Innemi słowy dla maximum ρ iloraz $\frac{n^2 T}{v^5}$ musi być odpowiednio mały. Aby więc zachować tą samą sprawność, moc silnika T i kwadrat ilości obrotów śmigła $n^2 T$ powinno zachować swą wartość stałą. Dla samolotów ciężkich o małej szybkości v, zaopatrzonych w silnik o dużej mocy T zachodzi konieczność zmniejszania ilości obrotów śmigła n, a co za tem idzie logicznem się staje zastosowanie przekładnic, czyli reduktora.

Wracając do wyrażenia $D^2 = \frac{T}{v^3} \cdot \frac{\gamma^3}{\beta}$ widzimy również, że $\frac{D^2 v^3}{T}$ jest funkcją ρ z tą tylko różnicą, że wraz ze wzrostem ρ wyrażenie $\frac{D^2 v^3}{T}$ również rośnie.

Mamy $D = \sqrt{\frac{T}{v^3} \cdot \frac{\gamma^3}{\beta}}$.

Z wyrażenia na D wnioskujemy:

1) średnica śmigła dla silnika o danej mocy zmienia się w stosunku odwrotnie proporcjonalnym do $\sqrt{v^3}$ oraz

2) średnica śmigła dla samolotu o danej szybkości zmienia się w stosunku wprost proporcjonalnym do $\sqrt{T}$.

Oczywiście, że obydwa warunki są słuszne dla określonego ρ śmigła.

Biorąc jednak pod uwagę naprężenie od sił odśrodkowych, oraz sił oporu powietrza działających na łopatkę śmigła, średnice śmigieł są ograniczone. Każda łopatka śmigła jest poddawana naprężeniom rozciągającym, pracuje poza tem na gięcie i skręcanie. Siły te są proporcjonalne do kwadratu szybkości obwodowych i do kwadratu szybkości postępowych. W każdym razie szybkość krańca łopatki śmigła nie powinna przekroczyć 340 m/sek. Zobaczmy teraz od czego zależy przyrost sprawności przy zastosowaniu reduktora. W tym celu jako punkt wyjścia weźmy wzór na sprawność śmigła w zależności od v n i T. Wzór ten ma postać $\rho = K' \sqrt[16]{\frac{v^2}{n^2 T}}$ stosując reduktor o przekładni m sprawność wzrośnie o $\Delta \rho$:

$$\rho + \Delta\rho = K \sqrt[16]{\frac{v^2}{m^2 n^2 T}} \; ; \; \rho + \Delta\rho = \frac{\rho}{\sqrt[8]{m}} \; ;$$

$$\Delta\rho = \frac{\rho}{\sqrt[8]{m}} - \rho \; ; \; \frac{\Delta\rho}{\rho} = \frac{1}{\sqrt[8]{m}} - 1 \, .$$

Widzimy więc, że zysk przy zastosowaniu reduktora nie zależy ani od v, ani od n i T, a tylko od wielkości przekładni m.

Wzrost sprawności dla różnych m jest ujęty w niżej podanej tabliczce:

m	$\frac{\Delta\rho}{\rho}$
0,3	16,2%
0,4	12,1%
0,5	9%
0,6	6,6%
0,7	4,5%

Z rozważań wyżej podanych wynika, że w pewnych warunkach korzystne się staje stosowanie reduktora. Niestety, reduktor pociąga za sobą komplikacje w budowie silnika jako mechanizm dodatkowy, staje się źródłem niepożądanych wibracyj, powiększa ciężar silnika i zużytkowuje pewien odsetek mocy silnika.

Liczbowo straty te przedstawiają się następująco: ciężar reduktora wynosi mniej więcej 100 gr na MK, w niektórych wypadkach może nawet osiągnąć 200 gr na MK.

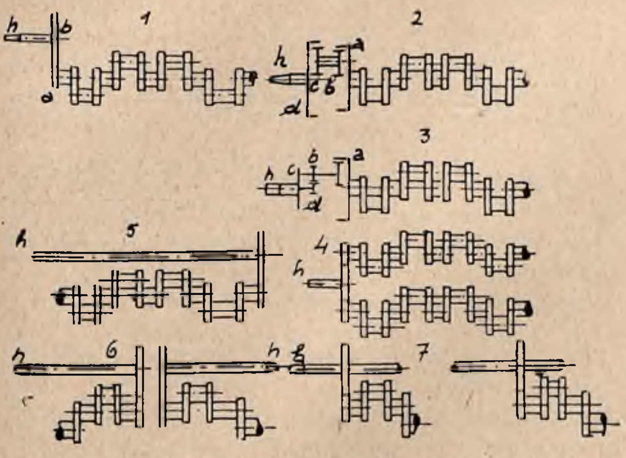
Moc pochłonięta wynosi od 3% do 5% mocy całkowitej.

Z tabliczki wyżej podanej widzimy, że zysk przy zastosowaniu reduktora waha się od 5% do 15%.

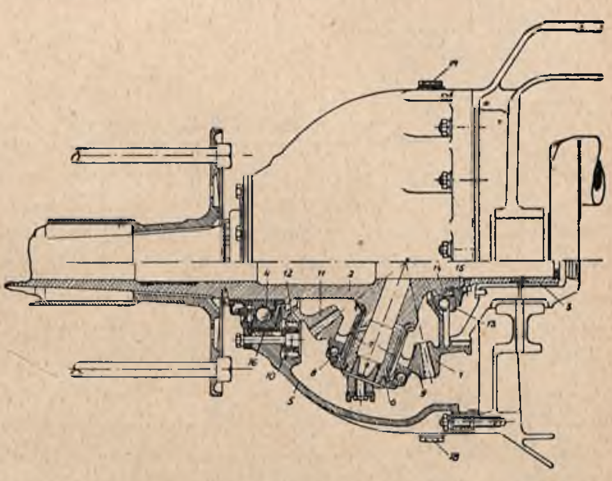
Reduktor ilości obrotów wówczas staje się korzystny, gdy ilość obrotów silnika przewyższa ilość obrotów wału przynajmniej półtora raza, a nawet dwa razy, wówczas zyskujemy na mocy silnika w stosunku do jednostki wagi silnika, jak również i zwiększamy zysk na sprawności śmigła.

Z punktu widzenia konstrukcyjnego reduktor przedstawia układ kół zębatych, o uzębieniach zewnętrznych, wewnętrznych, lub stożkowych. Przekładnia reduktora oblicza się, znanemi metodami, tyczącemi się kół zębatych. Poniżej podaję schematy najwięcej spotykanych układów.

Schemat 1. Połączenie kół zębatych prostych, lub stożkowych zewnętrzne: a) koło zębate wału silnika; b) koło zębate wału śmigła; h) wał śmigła.



Rys. 5.



Rys. 6.

Schemat 2. Połączenie kół zębatych wewnętrzne: a) koło zębate wału silnika; b) i c) koła zębate pośrednie; d) koło zębate wału śmigła, h) wał śmigła.

Schemat 3. Połączenie przy pomocy kół satelitowych: a) koło zębate wału silnika; b) koło satelitowe, osadzone na ramieniu *c*. Koła satelitowe obracają z jednej strony wał śmigła *a*, z drugiej strony toczą się po kole zębatym *a* i zewnętrznem uzębieniu stałego koła zębatego *d*.

Schematy 4, 5, 6, 7 pokazują nam różne ustawienia reduktora w stosunku do wału. A więc:

Schemat 4. Reduktor i śmigło z jednego końca wału silnika.

Schemat 5. Reduktor i śmigło z różnych stron wału korbowego.

Schemat 6. Napęd dwóch niezależnych od siebie wałów śmigła przez dwa wały silnika.

Schemat 7. Napęd jednego wału śmigła przez dwa wały ustawione w tandem.

Poniżej podaję dokładniejszy opis reduktora silnika Skoda Mercury IV A.

Na rys. 6 przedstawiony jest reduktor typu Farmana, który poza niektóremi drobnemi detalami nie różni się niczem od reduktora silnika Mercury IV A. Przekładnia reduktora zmniejsza ilość obrotów śmigła do ilości obrotów wału korbowego w stosunku 2 : 3. Przy normalnej liczbie obrotów silnika 2.250, śmigło daje 1.500 obrotów. Układ kół zębatych dających wymaganą przekładnię składa się ze sprzęgła reduktora, koła napędzającego (1), kół satelitowych (9) i koła stałego (11). Sprzęgło reduktora jest osadzone na wale korbowym i obraca się wraz z nim. Obracające się sprzęgło napędza koło napędzające w ten sposób, że jest z tym kołem zazębione na całym swym obwodzie. Koło napędzające jest osadzone na wale reduktora (2) wraz ze swem łożyskiem kulkowem (13). Z drugiej strony koło napędzające zazębione jest z 3 kołami satelitowemi (9). Koła satelitowe osadzone są na trzech poszczególnych ramionach wału reduktora, rozstawionych względem siebie co 120°. Napędzane przez koło napędzające, koła satelitowe, toczą się po uzębieniach koła stałego reduktora (11). Koło stałe reduktora posiada dwa zazębienia: jedno stożkowe, które służy jako droga dla kół satelitowych, drugie uzębienie czołowe służy jako sprzęgnięcie z odpowiedniem uzębieniem znajdującem się w gnieździe łożyska oporowego (10). W ten sposób koło stałe jest osadzone na stałe w gnieździe łożyska oporowego. Wał reduktora wykonany ze stali chromoniklowej posiada 3 ramiona wewnątrz wyżłobione. Na każdem ramieniu założone jest łożysko stalowe wylane metalem przeciwciernym, przeznaczone do osadzenia kół satelitowych. Górne wewnętrzne części ramion kół satelitowych są gwintowane celem wkręcenia nakrętki utrzymującej łożyska kulkowe oporowe satelitów (8), oraz podkładek służących do regulacji położenia kół satelitowych. Część przednia wału reduktora służy do zamontowania piasty śmigła, część tylna spoczywa na łożysku zamontowanem wewnątrz wału korbowego. Koło napędzające reduktora ze stali niklowej posiada, jak wyżej powiedziano, dwa uzębienia, jedno w kontakcie ze sprzęgłem reduktora, drugie z kołami satelitowemi i jest oparte na gnieździe łożyska napędzającego. Waga całkowita wynosi 50 kg. Smarowanie pod ciśnieniem, przyczem przy rozruchu silnika należy wlać do komory reduktora około 2 kg oleju.

Główną zaletą konstrukcji reduktora typu Farman jest to, iż wszystkie 3 koła satelitowe pracują w jednakowych warunkach i przenoszą równe sobie naciski jednostkowe, dzięki temu, że koło napędu reduktora, jak i koło stałe reduktora są samonastawne na kulistych pierścieniach.

Inż. J. DRZEWIECKI

Coupe Deutsch de la Meurthe 1934.

Jednym z głównych czynników rozwoju lotnictwa tak wojskowego, jak i cywilnego jest szybkość, — to też zaobserwować można ciągłe wysiłki tak przemysłu, jak i czynników zainteresowanych w kierunku zachęcania konstruktorów do budowania samolotów coraz szybszych i ma się rozumieć coraz pewniejszych.

Liczne wyścigi organizowane przez państwa, którym zależy specjalnie na osiągnięciu jaknajwybitniejszych wyników w tej dziedzinie są niemniej ważnym czynnikiem obok konkretnych zadań w tej dziedzinie stawianych przemysłowi w związku z budową nowych prototypów.

Dla stworzenia warunków jeszcze bardziej skłaniających konstruktorów do ciągłego zwiększania szybkości powstały zawody międzynarodowe, których celem jedynym było osiągnięcie jak największej szybkości przyczem regulamin tych wyścigów nie posiadał żadnych ograniczeń dla płatowców lub silników, a trasą wyścigów był najczęściej trójkąt o niewielkim stosunkowo obwodzie. Takimi zawodami „czystej szybkości" były zawody wodnopłatowców znane pod nazwą „Coupe Schneider" zapoczątkowane przez Francję, a które już w roku 1931 doprowadziły do osiągnięcia szybkości 548 km/godz. na wodnopłatowcu specjalnie skonstruowanym i posiadającym silnik o mocy 2.000 KM. Udział jednak w tym wyścigu był niesłychanie kosztowny, na co nawet najbogatsze państwa nie mogły sobie pozwolić, budowanie wodnosamolotów—przystosowanych jedynie do tego wyścigu i zaopatrzonych w silnik niesłychanie forsowany i rozwijający ogromną moc, lecz o stosunkowo bardzo krótkim życiu, bo często odpowiadającym trwaniu wyścigu, to znaczy około 2-ch godzin — zaczęło mijać się z celem ze względu na dosyć ograniczone doświadczenie osiągnięte z tych tak niesłychanie kosztownych prób. W tym też czasie Francja zwróciła swą uwagę na zawody o charakterze także wyścigu, lecz ze względu na warunki regulaminu ograniczające konstruktorów w stosowaniu silników o dużym litrażu, dużej mocy, lecz krótkotrwałych.

Zawody te pod nazwą Coupe Deutsch de la Meurthe zorganizowane były uprzednio w latach 1921 i 1922 i były one wyścigiem samolotów na przestrzeni 300 km na trójkącie o obwodzie około 100 km. Po doświadczeniach zdobytych z „Coupe Schneider" Francja wróciła do zawodów „Coupe Deutsch" i chcąc uchronić ten wyścig od lotu jaki spotkał „Coupe Schneider" wprowadziła w roku 1933 ciekawe inowacje do jego regulaminu.

Coupe Deutsch de la Meurthe są zawodami międzynarodowemi dla samolotów posiadających silniki o litrażu każdorazowo określonym przez Aerokub Francji jednak nie przekraczającym 8 litrów. Mogą być one wyścigiem samolotów lądowych lub wodnych. Ze względu jednak na możliwość osiągnięcia większych szybkości na samolotach lądowych, niż na wodnopłatowcach, przy ograniczeniu litrażu silnika, jest niewątpliwem, iż należy się liczyć raczej z zawodami samolotów lądowych. Odbywać się one mogą co rocznie lub co 2 lata, stosownie do uchwały Aeroklubu Francji. Trasa wyścigu wynosi przynajmniej 2.000 km. Władze lotnicze francuskie zrozumiały dobrze jakie korzyści odniesie lotnictwo dzięki wprowadzeniu tych zawodów, dowodem czego jest fakt, iż płatowce biorące udział w „Coupe Deutsch" zwolnione są od wszelakiej oficjalnej kontroli technicznej tak obliczeń jak i wykonania, jak również nie przechodzą żadnych prób w locie.

Samoloty, które biorą udział w „Coupe Deutsch" dają konstruktorom niesłychane możliwości do studjów nad szybkiemi płatowcami komunikacyjnemi, nad płatowcami daleko rajdowemi i szybkiemi płatowcami myśliwskiemi. Wychodząc też z tego założenia zawody „Coupe Deutsch 1933 rok" były przez Ministerstwo Lotnictwa wybitnie subwencjonowane, gdyż wyznaczyło ono bardzo duże nagrody pieniężne dla właścicieli samolotów. Wynosiły one łącznie *3 miljony* franków, z czego 2 miljony dzielone między zawodników francuskich w konkurencji między sobą, a 1 miljon dla francuzów w zależności od ich wyników w stosunku do zawodników zagranicznych. Nagrody pieniężne posiadały taki regulamin, iż zachęcały do osiągnięcia jaknajwiększej szybkości i uzyskania jaknajlepszego miejsca, zaś ich wysokość umożliwiła przemysłowi francuskiemu wybudowanie specjalnych płatowców oraz skonstruowanie specjalnych silników.

Wysiłki konstruktorów przed Coupe Deutsch poszły w dwuch zasadniczych kierunkach. Po pierwsze ze względu na ograniczony litraż silników musi on rozwijać jaknajwiększą moc przy jednoczesnym warunku niezawodności działania na przestrzeni 2.000 km przy pełnym gazie. Poza tem silnik nie może ważyć dużo, gdyż wyścig odbywa się na 2.000 km. Po przebyciu pierwszego tysiąca kilometrów zawodnik może dobierać paliwa. W razie wylądowania wcześniejszego czas zużyty wlicza mu się do wyścigu, traci więc bardzo dużo na szybkości średniej. W porównaniu z wyścigiem Coupe Schneider, w którym silniki posiadały ogromną moc, bo około 2.000 KM, lecz krótkie bardzo życie, silniki biorące udział w Coupe Deutsch muszą być silnikami w pierwszym rzędzie użytkownymi.

O ile chodzi zaś o płatowce to w tej dziedzinie konstruktorzy musieli zwrócić uwagę przedewszystkiem na własności aerodynamiczne, a więc jaknajdalej idące zmniejszenie oporów czołowych. Ponieważ samoloty bio-

rące udział w Coupe Deutsch są przeważnie wolnonośnemi jednopłatami to zmniejszenie oporów czołowych uzyskiwano przez stosowanie jaknajmniejszych powierzchni nośnych, kadłubów o małym przekroju, wbudowanie silników rzędowych, lub też w razie używania silników gwiaździstych skuteczne ich oprofilowanie przy pomocy specjalnych okapotowań w szczególności systemu N. A. C. A. Oprócz tego już w zeszłym roku zaczęto stosować specjalne rozwiązania podwozia. Dla osiągnięcia większej szybkości wprowadzono podwozia wciągane, lub też składające się z jednego koła wmontowanego w kadłubie i płóz podtrzymujących na końcach skrzydeł. Przy posiadaniu podwozia stałego profilowano je nadzwyczaj starannie.

Ze względu na to, iż Coupe Deutsch jest zawodami o charakterze jedynie wyścigu, jak również dlatego, iż samoloty biorące udział nie przechodzą żadnych prób oficjalnych regulamin zawodów przewiduje możność stosowania przed wyścigiem prób kwalifikacyjnych.

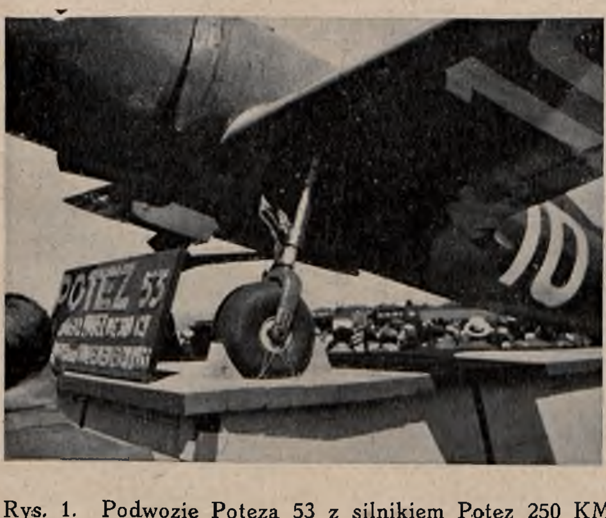
W 1933 roku takim warunkiem kwalifikacyjnym było odbycie, w czasie nie później, niż na 2 tygodnie przed zawodami, lotu na trasie o obwodzie około 100 km z szybkością przynajmniej 200 km/godz. Do Coupe Deutsch 1933 zgłosiło się 13 samolotów, podczas prób odpadło, lub nie zdążyło na termin 6 samolotów, tak, iż do wyścigu stanęło 7-miu zawodników, w tem 6 francuzów i 1 anglik.

Już podczas prób uzyskiwano szybkość około 300 km/godz., poza tem dwukrotnie został pobity rekord szybkości na przestrzeni 100 km w kategorji 2-giej samolotów turystycznych 1-no miejscowych o wadze własnej do 450 kg. Pilot Delmotte na płatowcu Caudron z silnikiem Renault Bengali 170 KM rozwinął szybkość 333.76 km/godz., bijąc w ten sposób rekord francuski ustanowiony na parę dni wcześniej, jak również dawno ustanowiony rekord, bo w 1927 r. przez kpt. Broad'a na samolocie Tiger-Moth, który osiągnął 300.1 km/godz.

Podczas Coupe Deutsch 1933 roku, który odbył się 29 maja wycofały się jeszcze 4 samoloty przy starcie, lub też w czasie lotu. Ukończyło lot jedynie 3 samoloty.

Zwycięzcą wyścigu był pilot Detré, na samolocie Potez 53, z silnikiem gwiaździstym Potez o mocy 250 KM, który rozwinął na 2.000 km szybkość 322.8 km/godz. Samolot Potez 53 był wolnonośnym dolnopłatem o rozpiętości 6.65 m, powierzchni 7.2 m², konstrukcji całkowicie drewnianej. Kształt kadłuba o przekroju kołowym, silnik dziewięcio-cylindrowy posiadał okapotowanie N. A. C. A. Silnik ten o pojemności 8 litrów i kompresji 6, rozwijał moc 310 KM przy 2.500 obr./min. i posiadał kompresor odśrodkowy o liczbie obrotów 28.000 na minutę. Podwozie wciągane, koła balonowe o średnicy 45 cm, amortyzatory oliwno-powietrzne.

Na drugiem miejscu przyszedł Delmotte na samolocie Caudron C—362, z silnikiem Renault Bengali 170 KM, którego faktyczna szybkość na 2.000 km wynosiła 316.1 km/godz., ze względu jednak na to, iż musiał on dobierać paliwa po przeleceniu 500 km, oficjalna jego szybkość średnia wynosiła 291.5 km. Samolot Caudron jest także wolnonośnym dolnopłatem przyczem charakterystyczną jego cechą jest dwuwypukły profil jego skrzydeł. Posiadał on bardzo drobiazgowo pod względem aerodynamicznym opracowany kadłub, jak również przestudjowane przejście skrzydeł do kadłuba, oraz oprofilowanie kabiny pilota. Mimo, iż posiadał on małą powierzchnię skrzydeł bo 7 m² i niewielką rozpiętość, gdyż 6.8 m, to jednak dzięki małym oporom szkodliwym finesse jego wyniosła bardzo dużo, bo 18. Statecznik poziomy połączony był z klapami skrzydłowemi zajmującemi obok lotek resztę rozpiętości skrzydeł. Silnik Renault Bengali posiadał litraż 6.33, jest on normalnym silnikiem 4-ro cylindrowym, jedynie zmiana tłoków zwiększyła kompresję z 5.6 na 8 , co pociągnęło za sobą konieczność używania specjalnej mieszanki. Gdy porównamy, prawie że jednakowe szybkości uzyskane



Rys. 1. Podwozie Poteza 53 z silnikiem Potez 250 KM zwycięskiego z Coupe Deutsch 1933 r.



Rys. 2 Caudron C—450 z silnikiem Renault 300 KM, na którym pilot Arnoux zajął I-sze miejsce.

przez Caudrona i Poteza z mocami, jakie rozwijały ich silniki, to przekonamy się łatwo, jak wiele można osiągnąć dzięki dobrym własnościom aerodynamicznym.

Trzecim samolotem, jaki ukończył wyścig, jest angielski Comper Swift pilotowany przez konstruktora Compera, jedynego zawodnika zagranicznego.

W odróżnieniu do wszystkich samolotów francuskich Comper Swift był normalnym samolotem turystycznym górnopłatem zaopatrzonym w 2 zastrzały o kształcie V. Mimo, że miał on zwiększone zbiorniki paliwa musiał dobierać paliwa po przeleceniu 500 km, to też jego szybkość faktyczna wynosząca 239.5 km/godz. spadła do oficjalnej szybkości średniej 228.5 km/godz. Miał on poza tem najmniejsze obciążenie na m², największe obciążenie na jednostkę mocy, oraz najgorszy stosunek mocy do powierzchni nośnej, nie był więc samolotem budowanym na wyścig, jak samoloty francuskie tembardziej, iż silnik jego był to normalny Gipsy Major 4 cylindrowy o pojemności 6.12 l. i nieco zwiększonej kompresji równej 6.2, o mocy 146 KM, przy 2.400 obr./min. Szybkość jego w stosunku do Caudrona była taka, jak Caudrona do zwycięskiego Poteza.

Korzyści osiągnięte z Coupe Deutsch 1933 r. są niewątpliwe: umożliwiono konstruktorom w sposób bardzo liberalny wykonanie w praktyce licznych studjów nad zagadnieniem samolotów szybkich, które niekoniecznie trzeba wykonywać na płatowcach ciężkich z potężnemi silnikami, a doświadczenia zdobyte przy budowie tych lekkich samolotów mogą być tak samo wyzyskane przy budowie szybkich samolotów, jak i komunikacyjnych. Same zaś samoloty biorące udział w Coupe Deutsch po zastosowaniu niewielkich przeróbek stają się użytkownemi samolotami turystycznemi służącemi do treningów pilotów w dużych szybkościach, jak również nadają się wybitnie do dalszych przelotów.

Tak np. z Caudrona C—362, który zajął w Coupe Deutsch II-e miejsce powstał Caudron C—430 dwumiejscowy typu „Grand Sport" zaopatrzony w motor seryjny Renault Bengali o mocy 150 KM. Płatowiec ten posiada powierzchnię nośną 9 m², rozpiętość 7.7 m i rozwija szybkość maksymalną 310 km/godz., zaś podróżną 260 km/godz., zasięg 1.000 km, szybkość lądowania 95 km/godz., pułap 5.500 m, start ułatwiono przez zastosowanie śmigła Ratier o przestawnym w locie skoku w 2-ch pozycjach.

Płatowiec ten, który służył pilotom Caudrona do treningu przed Coupe Deutsch 1934 roku, ustanowił w dniu 30 marca r. b., pilotowany przez Delmotte'a, rekord szybkości na 100 km dla dwumiejscowych samolotów lekkich I-kategorji (waga własna do 560 kg), przez osiągnięcie szybkości 292.017 km/godz.

Aeroklub Francji przy wydatnym poparciu Ministerstwa Lotnictwa dzięki widocznym korzyściom, jakie przynoszą Zawody Coupe Deutsch de la Meurthe zorganizował i w roku bieżącym ten sam wyścig zmieniając regulamin bardzo nieznacznie i to jedynie w granicach warunków dopuszczających samoloty do wyścigu.

Gdy w roku zeszłym zawodnicy winni się byli wykazać jedynie osiągnięciem szybkości powyżej 200 km/godz. na trasie 100 km, to w roku obecnym wprowadzono jeszcze dodatkowo próbę startu i lądowania. Poza tem próba szybkości odbywała się na trasie 500 km na obwodzie zamkniętym około 100 km — należało osiągnąć przynajmniej szybkość 250 km/godz. Próba startu i lądowania została wprowadzona naskutek doświadczenia z roku zeszłego, kiedy to wszystkie samoloty biorące udział, (za wyjątkiem Comper Swifta, który był normalnym samolotem turystycznym), miały starty niesłychanie długie i niebezpieczne, jak również lądowania z bardzo dużą szybkością.

Obecna próba startu polegała na wystartowaniu najdalej z odległości 550 m i przeleceniu nad przeszkodą o wysokości 1 m, lądowanie przez tą samą przeszkodę, przyczem samolot winien się był zatrzymać od podstawy przeszkody w odległości conajmniej 550 m. Samolot winien być obciążony paliwem na 500 km lotu. Warunek ten zmusił konstruktorów samolotów do stosowania śmigieł z przestawnym skokiem i na skutek tego wszystkie samoloty warunek ten spełniły bardzo łatwo. Po odbyciu prób kwalifikacyjnych stanęło do wyścigu 8 samolotów.

Samoloty italskie, które zostały uprzednio zgłoszone w liczbie 3-ch wycofały się motywując, iż lotnictwo italskie nie jest zainteresowane w tego rodzaju zawodach o charakterze wyścigu.

Jest to zupełnie zrozumiałe, gdyż Italja, której lotnictwo jest otoczone specjalną opieką nie potrzebuje stawać do wyścigów i nie potrzebuje budować do nich samolotów, gdyż znaczenie szybkości w rozwoju lotnictwa, tak wojskowego, jak cywilnego zrozumiano tam dawno i potworzono specjalne formacje, które pod kierownictwem wybitnych fachowców przeprowadzają liczne studja nad osiągnięciem dużych szybkości i zagadnieniami z tym związanych.

Na 8 samolotów było 7 Francuzów i 1 Anglik (por. Comper), na samolocie Comper Streak specjalnie już budowanym na Coupe Deutsch, jednak z silnikiem Gipsy Major o mocy 147 KM. Francuzi stanęli z 2-ma Potezami i 5-ma Caudronami, w tym 1 typ C—450 i 3 sztuki C—460 z silnkami Renault, oraz 1 typ C—366 z silnikiem Regnier—samolot, który miał brać udział w wyścigu zeszłorocznym z powodu jednak uszkodzenia podczas prób został wycofany.

Wyścig odbył się w niedzielę, 27 maja, przy pięknej pogodzie.

Pierwszy startował Detré (zeszłoroczny zwycięzca), o godzinie 9-ej, następne starty, co 2-e minuty. W roku bieżącym starty odbywały się przeważnie na 200 m, gdyż wszyscy prawie mieli śmigła z przestawnym skokiem za wyjątkiem Detré na Potezie, który miał start trwający 22 sekundy i Compera na Comper Streak'u. Po wystartowaniu 2-ch Potezów startowały Caudrony. Monville na Caudronie C—460 spóźnił się ze startem z powodu defektu silnika o parę minut. Lacombe też na

Caudronie C—460 opóźnił swój start o dwie godziny najpierw z powodu defektu opony, naskutek czego musiał zmieniać koło, a następnie z powodu uszkodzenia chłodnicy oliwnej. Już na oko można było zauważyć, iż samoloty biorące udział w wyścigu są o wiele szybsze od zeszłorocznych, należy żałować jednak, że trzy Caudrony C—460, na których lecieli Delmotte, Lacombe i Monville musiały zrezygnować z używania wciąganego podwozia z powodu niepewności działania mechanizmu, straciły one przez to na szybkości średniej około 30 km/godz. W pierwszym okrążeniu na 8 zawodników 5-u uzyskało szybkość ponad 330 km/godz., Comper 259 km/godz.; z powodu opóźnienia: Monville 205 km/godz., zaś Lacombe jedynie 43 km/godz. W następnych okrążeniach szybkości te wzrosły i rozpoczął się ostry wyścig między Arnoux na Caudronie C—450 i Delmotte na Caudronie C—460, których szybkości wahały się od 390 km/godz., do 400 km/godz., (najszybsze okrążenie dnia dokonane przez Arnoux). Gdyby jednak Delmotte miał chowane podwozie, różnica byłaby znaczna między nim i Arnoux, którego łatwo pozostawiłby w tyle.

Stan szybkości po 5 okrążeniach przedstawiał się następująco:

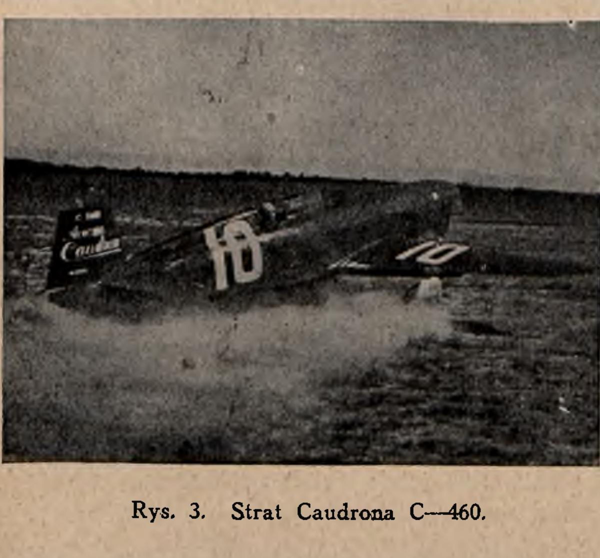
1. Arnoux (Caudron C—450) — 389 km/godz.
2. Delmotte (Caudron C—460) — 386 km/godz.
3. Lemoine (Potez 533) — 367 km/godz.
4. Massotte (Caudron C—366) — 361 km/godz.
5. Detré (Potez 532) — 351 km/godz.
6. Monville (Caudron C—460) — 306 km/godz.
7. Comper (Comper Streak) — 270 km/godz.
8. Lacombe (szybkość nierealna z powodu startu opóźnionego o przeszło 2 godziny).

Z klasyfikacji po 500 km widać, iż walka o czołowe miejsce rozgrywać się będzie między 5-ciu pierwszemi, jak również, że w roku bieżącym zwycięstwo przesądzone jest na korzyść Caudrona. Trzech ostatnich nie odegra już żadnej roli, 2-ch z powodu opóźnienia, którego już nie odrobią, Comper natomiast różni się w szybkości od 5-ciu zawodników czołowych o 100 km/godz. szybkości średniej. Należy podkreślić jednak sportowe wyrobienie tych 3-ch zawodników, którzy nie licząc na zaszczytne miejsca, swym udziałem w wyścigu dali przykład karności sportowej, wykazując jednocześnie dużą wartość techniczną samolotów, na których brali udział w wyścigu. W ciągu pierwszych 9-ciu okrążeń wyścig odbywał się normalnie. Był on o wiele bardziej emocjonujący, niż w roku zeszłym. Przyczynił się do tego w pierwszym rzędzie fakt, iż w zawodach tegorocznych brało udział więcej zawodników. W roku 1933 wyścig rozpoczęło 5 płatowców, lecz już po 5-ym okrążeniu pozostało jedynie 3-ch, co do klasyfikacji, których sprawa była przesądzona. Obecnie do 9-go okrążenia brało udział w wyścigu 8 samolotów, z których 5 rozwijało szybkość większą, niż zwycięzca zeszłoroczny. Sprzyjająca pogoda ułatwiała obserwację tłumowi publiczności, wśród której obecnością swą zwracał uwagę Prezydent Rzeczypospolitej w towarzystwie Ministra Wojny i Ministra Lotnictwa, którzy w ten sposób podkreślili wybitnie nadzieje, jakie pokłada najwyższa władza państwa w tych zawodach, tak liberalnych, lecz tak wiele korzyści przynoszących dla rozwoju lotnictwa francuskiego. W 10-em okrążeniu Detré na Potezie 532 ląduje przymusowo z powodu defektu silnika i zmuszony jest wycofać się z wyścigu, gdyż jakkolwiek sam nie odniósł on najmniejszego okaleczenia, samolot jest bardzo poważnie uszkodzony. Po 9-em okrążeniu Monville chciał lądować z powodu silnika źle pracującego w ostatniej jednak chwili zrezygnował z tego i skończył pierwsze 10 okrążeń, tracąc jednak w łącznej sumie około 15 minut, gdyż stracił on także parę minut przy starcie.

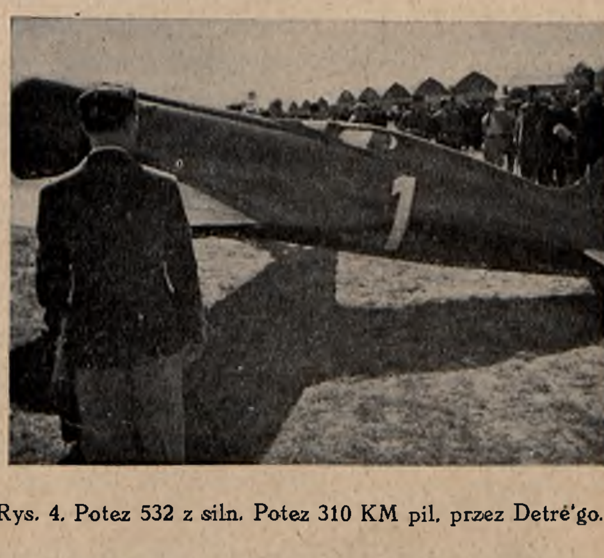
Stan klasyfikacji po 1.000 km przedstawia się następująco:

1. Arnoux na Caudronie C—450 osiągnął 393 km/godz.

2. Delmotte na Caudronie C—460 osiągnął 387 km/godz.



Rys. 3. Strat Caudrona C—460.



Rys. 4. Potez 532 z siln. Potez 310 KM pil. przez Detré'go.

3. Lemoine na Potezie 533 osiągnął 368 km/godz.

4. Massotte na Caudronie C—366 osiągnął 366 km/godz.

5. Monville na Caudronie C—460 (opóźnienie 15 min.) osiągnął 317 km/godz.

6. Comper na Comper Streaku osiągnął 271 km/godz.

7. Lacombe na Caudronie C—460 (opóźnienie przy starcie 2 godz.) osiągnął 207 km/godz.

Poza tem na 9 okrążeniach, a więc na 900 km.

8. Detré na Potezie 532 osiągnął 353 km/godz.

A więc 6 zawodników rozwinęło szybkość ponad 300 km/godz., jakkolwiek i szybkość rzeczywista Lacombe'a była znacznie większą ponad 300 km/godz. i był on faktycznie tym siódmym, który przekroczył szybkość jaką w roku zeszłym osiągnęło jedynie 2-ch zawodników. To też o ile w roku zeszłym wyścig robił wrażenie niesłychanie emocjonujące swą improwizacją szybkości zupełnie niespodziewanej, którą jednak nie wielu zawodników wytrzymało do końca wyścigu, to obecnie w każdym, który obserwował start 8-u samolotów, ich szalone tempo w ciągu 10 okrążeń, oraz niezawodność działania silników, z którymi osiągali oni tą szybkość, wywołało to podziw i uznanie dla tych, którzy w ciągu roku wykonali tak wielki ogrom pracy i osiągnęli tak piękne rezultaty.

Start do drugiego 1.000 km odbywał się co dwie minuty w kolejności odwrotnej i to w ten sposób, iż samoloty, które znajdowały si w wyścigu miały wyeliminowane różnice startów, czyli był ten sam rezultat jakby samoloty na początku wyścigu wystartowały jednocześnie.

Przy 2-im starcie odpadł Lemoine na Potezie 533, nieodpowiedni gatunek oleju utrudnił mu przestawienie łopatek śmigła na mały skok, co uniemożliwiło mu start i zmusiło do wycofania się z wyścigu mimo, iż po 1.000 km był on na trzeciem miejscu, a posiadając o 20 km/godz. szybkość średnią mniejszą od Arnoux mógł starać się myśleć nawet o I-szem miejscu. Tak więc obecnie znajdowało się w powietrzu 6 samolotów w tem 5 Caudronów i 6-ty Comper Streak, na którym spokojny Anglik z uporem wypróbowanym w roku zeszłym odrabiał flegmatycznie okrążenia, które współzawodnicy jego przelatywali parę godzin temu. Towarzyszył mu Lacombe na Caudronie C—460. Od 11-go okrążenia walka między Armonux i Delmotte rozpoczęła się na nowo. Była ona bardzo zawzięta, gdyż o zwycięstwie decydowały teraz sekundy. Przez pierwsze 4 okrążenia Delmotte jest górą, w 5-tem okrążeniu Arnoux dodaje jednak gazu i osiąga szybkość 395 km/godz., w 6-tem 390.8 km/godz., zaś Delmotte 385.0 km/godz. i 387.0 km/godz., lecz spostrzega się, że Arnoux jest szybszy i sam daje pełen gaz, tak, iż w 7-em i 8-em okrążeniu ma 392.1 km/godz. szybkości, zaś w 9-em 391.7 km/godz., podczas gdy Arnoux ma odpowiednie szybkości 382.1 km/godz., 381.7 km/godz. i 384.2 km/godz., gdyż boi się lecieć na pełnym gazie. Na 10-em okrążeniu rozstrzygnie się ostatecznie kto zajmie I-e miejsce czy Delmotte, czy Arnoux. Wszyscy rozemocjonowani ostrym wyścigiem między tymi czołowymi zawodnikami wypatrują zdaleka ukazującego się płatowca. Gdy samolot ukazał się na horyzoncie trudno było rozpoznać czy jest to Delmotte, czy Arnoux, gdyż różnica między płatowcami, na których lecą, istnieje tylko w podwoziach dopiero, gdy szczegóły te zarysowują się wyraźniej, poznajemy Caudrona Arnoux, któremu w tym wypadku feralna 13-ka przyniosła tak wypracowane zwycięstwo. Gdy brawa publiczności minęły i gdy Arnoux wylądował zaczęto się niepokoić o Delmotte'a, który przeleciał przez 2 punkty kontrolne, a który nie pokazywał się na horyzoncie. W parę chwil później kierownictwo zawodów ogłosiło wiadomość, iż Delmotte zmuszony był wylądować o kilkanaście kilometrów od celu z powodu braku oliwy. Była to rzecz o tyle zrozumiała, iż Caudron C—460 Delmotte'a miał lecieć na wyścigu z wciąganym podwoziem, ponieważ jednak w ostatniej chwili wszystkie Caudrony C—460 musiały zrezygnować z tego, to podwozia ich były oprofilowane dość prowizorycznie tak, iż szybkość maksymalną musiały one mieć mniejszą od Caudrona C—450, który miał podwozie stałe, lecz za to bardzo starannie profilowane. O ile z podwoziem wciąganem Caudron Delmotte'a łatwo osiągnąłby przeciętną szybkość 400 km/godz., to z podwoziem stałem musiał on mieć szybkość mniejszą od Caudrona Arnoux. Zemściło się to na Delmotte w ten sposób, iż, gdy dał pełen gaz, aby doścignąć Arnoux zabrakło mu oliwy na ostatnie kilkanaście kilometrów.

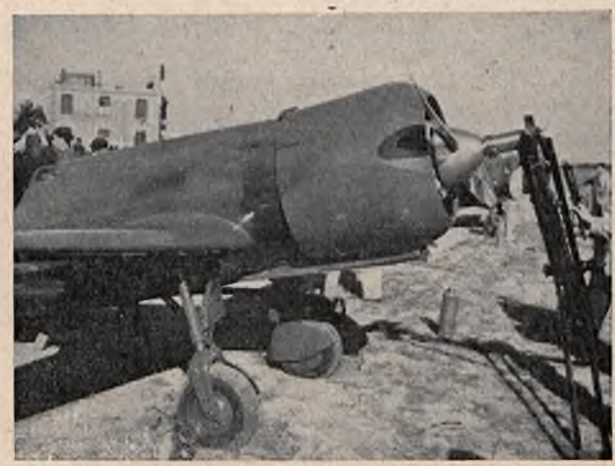
Na drugiem miejscu przyszedł Massotte na Caudronie C—366 z silnikiem Regnier o mocy 217 KM, z szybkością średnią 361 km/godz., który okrążenia wykonywał z największą regularnością, gdyż czas tych okrążeń różnił się jedynie o sekundy. Jako trzeci wylądował Monville na Caudronie C—460 i mimo opóźnień miał szybkość średnią 337 km/godz., a więc jeszcze lepszą od zeszłorocznego zwycięscy.

Gdy trzech tych zawodników wylądowało Lacombe i Comper zdecydowali zakończyć swój lot i wycofać się z wyścigu, gdyż ukończenie przez nich wyścigu i tak nie zmieniłoby już klasyfikacji.

Lacombe wycofał się po przebyciu 1.300 km, osiągnąwszy szybkość średnią oficjalną 229 km/godz. (faktycznie 377 km/godz.), zaś Comper po przebyciu 1.700 km osiągnąwszy szybkość średnią 260 km/godz. Jakkolwiek wyścig skończyły też tylko 3 samoloty, jak i w roku zeszłym, to jednak trudno nie wziąć pod uwagę Delmotte'a, który odpadł o kilkanaście kilometrów od mety i posiadałby w najgorszym razie szybkość nieco mniejszą od Arnoux, a więc pewne 2-gie miejsce, również Lacombe, gdyby nie uległ opóźnieniu 2-u godzinnemu przy starcie sklasyfikowałby się niewątpliwie na 3-ciem miejscu. Comper napewno ukończyłby wyścig, lecz szybkość jego predystynowała go z góry na zajęcie miejsca końcowego. W każdym razie można śmiało powiedzieć, iż 5 samolotów odbyło wyścig na 2.000 km z szybkością średnią ponad 350 km/godz., nie biorąc pod uwagę opóź-

nienia Lacombe i Monville'a, jak również wycofania się Delmotte'a na parę minut przed ukończeniem wyścigu. Należy zaznaczyć, iż w ciągu wyścigu został pobity cztery razy rekord szybkości na 1.000 km ustanowiony przez Massotte'a na Caudron Regnier, który wynosił 358.2 km/godz. Rekord ten został pobity najpierw przez samego Massotte'a, który osiągnął 365.7 km/godz., następnie przez Lemoine'a — 368.5 km/godz., przez Delmotte'a — 387.3 km/godz. i wreszcie przez Arnoux, który drugie tysiąc kilometrów zrobił z szybkością średnią 393.3 km/godz.

Natomiast ustanowiony podczas prób przez Delmotte'a rekord szybkości na 100 km pozostał nienaruszony, gdyż wynosił on 431.66 km/godz., zaś najszybsze okrążenie dnia wyniosło 400.4 km/godz. Rekord ten, który Delmotte ustanowił na Caudron C—450 właśnie na tym, na którym Arnoux zajął pierwsze miejsce był ustanowiony uprzednio przez Amerykanów. Najpierw należał do Amerykanina C. Bettis'a, który na samolocie Curtiss R-3-C z silnikiem Curtiss 600—700 KM, rozwinął na 100 km szybkość 401.28 km/godz., następnie zaś do znanego rekordzisty amerykańskiego J. Wedell'a, który na samolocie Wedell-Williams z silnikiem Pratt-Whitney „Wasp" o mocy 700—800 KM ustanowił rekord osiągnąwszy szybkość 428 km/godz. Rekord ten został pobity przez Delmotte'a, który leciał na płatowcu zaopatrzonym w silnik o mocy 350 KM. Ten fakt może najlepiej przekonać, iż płatowce typu lekkiego mogą osiągnąć te same szybkości z motorami o połowę słabszemi. Do tego jednak należy dodać jedno bardzo duże zastrzeżenie, iż płatowce biorące udział w Coupe Deutsch były budowane jedynie przez konstruktorów, nie zaś przez przepisy z udziałem konstruktorów. Opinja we Francji wygłaszana przez koła fachowe podczas rozgrywania się lub po wyścigu, powtórzona zresztą przez prasę fachową, była dość rewolucyjna. Konstruktorzy francuscy twierdzili, iż tegoroczny Coupe Deutsch był dniem historycznym dla lotnictwa francuskiego, gdyż słuszna racja zwyciężyła tu na oczach wszystkich, porównywano go nawet z dniem 14 lipca — Dniem Wolności, gdyż w tym wypadku wolność konstruktorów tryumfowała ponad martwemi przepisami, które krępują bardzo wybitnie postęp lotnictwa francuskiego. Wyniki jakie fabryki Caudrona i Poteza osiągnęły podczas Coupe Deutsch mówią same za siebie i z doświadczeń uzyskanych przy budowie tych maszyn fabryki już obecnie korzystają i budują rzeczy nowe, które w innym wypadku może nie mogłyby być już teraz stosowane.



Rys. 5. Potez 533 z silnikiem Potez 350 KM.

Coupe Deutsch tegoroczny to nie improwizacja zeszłoroczna, do której wszyscy odnosili się z nieufnością, jak do niespodzianki, która zaskoczyła nieoczekiwanie — Coupe Deutsch tegoroczny to wykładnik twórczej współpracy fabryk płatowców z fabrykami silników i śmigieł.

Gdy w zeszłym roku widziało się niesłychanie długie, bo często kilometrowe starty, gdy widziało się lądowania o bardzo dużej szybkości, to każdy w duchu myślał, iż samoloty te nie są użytkowymi samolotami, lecz tylko specjalnie na wyścig zbudowanymi bolidami.

W obecnym roku widzimy samoloty o szybkości maksymalnej przekraczającej 400 km/godz., o starcie około 200 m, o lądowaniu stromem i z szybkością około 90 km/godz. — są to już teraz samoloty użytkowe.

Opis samolotów umieszczony zostanie w następnym numerze „Przeglądu Lotniczego" lub „Wiadomości Technicznych Lotnictwa". *(Przyp. Red.).*

Sprawozdanie z VIII Zjazdu Inżynierów-Mechaników Polskich

VIII Zjazd Inżynierów Mechaników Polskich odbył się w Katowicach w dniach 2, 3 i 4 czerwca r. b. w gmachu Śląskich Technicznych Zakładów Naukowych.

Zagadnienia lotnicze skupiły się w sekcjach:

I) Energetyczno-konstrukcyjnej (2 referaty),

II) Metaloznawczej (4 referaty),

III) Spawalniczej (1 referat).

Na plenum w ostatnim dniu obrad wygłosił inż. *Polturak* z Min. Komunikacji referat p. t. „Rzut oka na komunikację lotniczą", podający obecny stan komunikacji lotniczej oraz jej potrzeby i możliwości rozwojowe w kierunku współzawodnictwa na różnych odcinkach z innemi środkami komunikacji.

Przegląd i krótkie streszczenie referatów lotniczych:

I. *Referaty sekcji energetyczno-konstrukcyjnej.*

1) Inż. J. Tuszyński: „Znaczenie czteroetylku ołowiu dla silników lotniczych".

Prelegent omawia problem uniknięcia „stukania", który przy motorach lotniczych jest pierwszorzędnego znaczenia. Nie daje tego użycie najlepszych nawet benzyn lotniczych, ani mieszanek benzolowych lub alkoholowych. Referent stwierdza na podstawie literatury, że jedyny środek umożliwiający otrzymanie nowoczesnych paliw o dostatecznie dużej odporności przeciw stukaniu, jest czteroetylek ołowiu. W Stanach Zjednoczonych wypróbowano ten środek i usunięto przeszkody, które uniemożliwiały dotychczas należyte rozpowszechnienie ze względu na silny wpływ korozyjny oraz własności trujące.

Silniki lotnicze zyskały nowe możliwości rozwojowe wyzyskane już w Stanach Zjednoczonych.

Staje się pożądanem dokładne wypróbowanie tego środka i w naszych warunkach.

2) Mielnikowa B. inż.: „O starzeniu się olejów do silników lotniczych".

Referent podaje cały szereg metod badania skłonności starzenia się olejów smarnych do silników lotniczych i samochodowych w warunkach podobnych, jak przy pracy silnika. Następnie określa zależność pomiędzy zmianami, zachodzącemi w oleju podczas sztucznego starzenia, oraz pracy w silniku na podstawie prób porównawczych na kilku olejach lotniczych. Wyniki prób ujęto w wykresy.

II. *Referaty grupy metaloznawczej.*

W roku obecnym tematy referatów objęły metale poza stalą, używane w lotnictwie i w tem jeden referat o stopach miedzi, trzy zaś referaty o stopach lekkich.

Odnośnie stali podkreślić należy ogólny referat „Projekt oceny wtrąceń niemetalicznych w tworzywach stalowych" prof. Czopiwskiego (huta Baildona), przyczem wysunięto (inż. Włodek — Mech. Stacja Dośw. Pol. Lwowskiej) propozycję klasyfikacji zanieszczeń niemetalicznych w ostatecznie opracowanej formie.

Sprawa klasyfikacji zanieczyszczeń niemetalicznych posiada dla materjału lotniczego wielkie znaczenie — była tematem kilku referatów na poprzednich Zjazdach w odniesieniu do materjałów lotniczych; ostatecznie sprecyzowanie tego trudnego i wielokrotnie opracowywanego zagadnienia jest szczególnie ważne.

Odnośnie szczegółowych tematów wyłącznie z zakresu materjałoznawstwa lotniczego, były omawiane następujące tematy:

1) Inż. Berthelman (Fabryka Metalurg. „Ursus"): „O kuciu specjalnych stopów miedzi".

Referent omawia znaczenie specjalnych stopów miedzi w przemyśle samochodowym i lotniczym, gdzie materjał (np. gniazda zaworów silników lotniczych) musi się odznaczać wysokiemi własnościami mechanicznemi, odpornością na ścieralność i dostatecznie wysokiemi własnościami mechanicznemi w podwyższonych temperaturach.

Prelegent zaznacza, że o kuciu stopów miedzi niema zbyt wiele danych w literaturze, to też potrzebne doświadczenie muszą zdobywać huty oddzielnie. Omawiano gatunki bronzów i mosiądzów specjalnych:

a) bronz cynowy (4,5 do 6% Sn), jako bardzo trudno kujny;

b) bronzal (bronz aluminjowy), omawiając trudności związane z kuciem różnych gatunków bronzali ze względu na równomierne nagrzanie przed kuciem i szczupły zakres temperatur kucia;

c) mosiądze specjalne, jako odznaczające się dobrą kujnością.

Stopy wykonywane w kraju nie ustępują jakością stopom zagranicznym.

2) Inż. Ernest Bachman (Mechaniczna Stacja Doświadczalna Politechniki Lwowskiej w Dziedzicach): „Wpływ warunków uszlachetniania na własności mechaniczne blach ze stopów lekkich".

Referent postawił sobie za zadanie określenie wpływu operacyj końcowych przy wyrobie alupolonu na własności mechaniczne w kierunku uzyskania optymalnych wartości.

Badania zostały przeprowadzone przy hartowaniu w wodzie i spokojnem powietrzu.

Wyniki tych doświadczeń ujęte w wykresy na podstawie bardzo licznych badań i prób, dają następujące wskazania:

a) proces starzenia alupolonu praktycznie zostaje osiągnięty już po 24 godzinach;

b) należy używać dużych zgniotów około 70%;

c) określono zależność czasu żarzenia, temperatury uszlachetniania i zgniotu dla uzyskania optymalnych Rr i A_{10};

d) stwierdzono, że naciągania blach konieczne dla ich prostości do 0,5% nie daje widocznych praktycznie zmian Rr i A_{10}.

3) Zygmunt Majewski (Mechaniczna Stacja Doświadczalna Politechniki Lwowskiej w Dziedzicach): „Wady

cienkich blach alupolonowych i stopień ich szkodliwości z punktu widzenia korozji".

W powyższym referacie zostało opracowane zagadnienie uniknięcia wad, powstających podczas produkcji blach alupolonowych, oraz postępu korozji w wypadku ich istnienia.

Autor podkreśla, jak bardzo ważnem jest zagadnienie korozji, które zagranicą stawiane jest na jednem z naczelnych miejsc. Łączy się z tem zagadnieniem sposób dalszej przeróbki blach, ich użycie i odpowiednie magazynowanie.

Liczne doświadczenia, które objęły określenie zmian powierzchniowych struktury, rodzaju korozji i zmian własności wytrzymałościowych, których wyniki ujęto w wykresy, doprowadziły do następujących ważnych praktycznie wniosków:

a) najintensywniejszy wpływ korozji występuje w pierwszym okresie jej działania;

b) szczególnie silny wpływ ma korozja na spadek wydłużenia;

c) trawienie blach wpływa na zwiększenie postępu korozji;

d) wady występujące na blachach wpływają na zwiększenie postępu korozji zależnie od rodzaju, wielkości i ilości;

e) odporność na korozję blach uszlachetnionych na powietrzu jest mała, znacznie mniejsza, niż w wodzie.

Oba referaty o blachach alupolonowych uzupełniające się nawzajem, dają wiele wskazówek odnośnie produkcji tego odpowiedzialnego i ważnego dla lotnictwa materjału.

Zostały one opracowane na podstawie licznych obserwacyj produkcji przy sprawowaniu nadzoru technicznego i poparte licznemi doświadczeniami i próbami.

4) Inż. E. Perchorowicz: „Własności kutych stopów lekkich w wyższych temperaturach".

Prelegent przeprowadził próby nad własnościami wytrzymałościowemi oraz współczynnikiem w szczególności w wyższych temperaturach do 500° C dla stopów lekkich *RR* 59, *Y*, duraluminium i elektronu; najlepsze własności wykazały stopy *RR* 59 i *Y*. duraluminium już dla temp. 150 — 200° C wykazuje spadek własności wytrzymałościowych, dla elektronu spadek tychże następuje od 100° C.

Jakość tych stopów nie ustępuje zagranicznym.

Szkoda, że autor podał jedynie przebieg *Rr*, A_{10} i *C* z temperaturą, nie określił natomiast granicy płynności, względnie wytrzymałości trwałej, które to wielkości są więcej miarodajne dla określenia zachowania się materjału w temperaturach podwyższonych.

III. *Sekcja spawalnicza.*

Inż. Biernacki J. — Warszawa: „Technika spawania konstrukcyj kratowych, a w szczególności kadłubów samolotów".

Prelegent poruszył sprawę naprężeń wewnętrznych w skomplikowanych konstrukcjach szczególnie stosowanych w kadłubach samolotów. Referent omówił spawanie części sztywno umocowanych i spawania swobodne, które przyjęło się w lotnictwie. Porównanie spawania acetylenowego i łukowego. W Polsce dotychczas przy spawaniu cienkich blach w lotnictwie stosuje się wyłącznie spawanie acetylenowe.

M. P.

Nowe wydawnictwa

AERODYNAMIC THEORY. *A General Review of Progress*, Vol. I. Str. XVI + 398, 8°. Ze 151 rysunkami w tekście. Berlin 1934 (Springer). Cena RM. 24.00.

Ukazał się pierwszy tom, zapowiedzianego od dłuższego czasu, wielkiego wydawnictwa zbiorowego, poświęconego całokształtowi aerodynamiki. Dzieło, obliczone na 6 tomów, pozostaje pod naczelną redakcją W. F. Durand'a, emerytowanego profesora Stanford University w Kalifornji i wydawane jest kosztem Fundacji Guggenheim'a dla popierania rozwoju lotnictwa. Całość stanowić będzie rzadki w swoim rodzaju przykład naukowej współpracy międzynarodowej. Według schematycznego spisu treści, podanego na początku I-go tomu, dzieło składać się ma z dwudziestu głównych działów, opracowanych przez 25 wybitnych uczonych różnych narodowości, w tem 10 amerykanów, 4 anglików, 3 niemców, 3 włochów, 2 francuzów, 2 holendrów i jednego polaka. Wszystkie działy są redagowane w języku angielskim. Interesujące jest, że druk powierzony został firmie berlińskiej (wiadomo skądinąd, że żadna amerykańska firma nie chciała się podjąć, ze względu na trudności przy składaniu wzorów matematycznych i wobec nadzwyczaj wysokich wymagań redaktora pod tym względem). Następne tomy, według zapowiedzi mają się ukazać w krótkim czasie.

W wstępie ogólnym redaktor naczelny wyjaśnia charakter i cel dzieła. Jest ono pomyślane, jako cykl monografij z poszczególnych działów aerodynamiki, zawierający w sumie całokształt tej dziedziny wiedzy w dzisiejszym jej stanie, przyczem w pierwszej linji chodzi o przedstawienie dorobku ostatniego ćwierćwiecza, czyli okresu, w którym powstała właściwa „aerodynamika lotnicza". Dzieło przeznaczone jest głównie dla studjujących i konstruktorów, ogranicza się jednak do podania podstawowych materjałów naukowych — z zupełnem wyłączeniem właściwego projektowania i konstrukcji. Ma ono na celu oszczędzić czytelnikowi mozolnych poszukiwań w literaturze książkowej i czasopiśmienniczej,

a dać mu możność w najłatwiejszy sposób zapoznać się z olbrzymim zakresem dotychczasowych zdobyczy naukowych.

Plan dzieła jest następujący. Tom I zawiera wstępne wiadomości z matematyki, oraz podstawy klasycznej mechaniki płynów w możliwie elementarnem i przystępnem opracowaniu Durand'a; następnie drugą ogólną monografję mechaniki płynów w znacznie pogłębionem i trudniejszem ujęciu M. Munk'a; wreszcie zarys historji rozwoju aerodynamiki, pióra R. Giacomelli i E. Pistolesi. Tom II zawierać będzie podstawowy wykład dzisiejszej teorji aerodynamicznej Th. v. Karman'a i J. M. Burgers'a; tom III — działy bardziej specjalne, a więc: teorję potencjału nieciągłego (C. Witoszyński i M. J. Thompson), mechanikę płynów lepkich (L. Prandtl), mechanikę płynów ściśliwych (G. I. Taylor oraz J. W. Maccoll), wreszcie dział techniki laboratoryjnej (A. Toussaint i E. Jacobs). W tomie IV ukażą się takie działy aerodynamiki stosowanej jak: praktycznie ujęta teorja płata nośnego (A. Betz), aerodynamika nienośnych elementów samolotu z uwzględnieniem wzajemnych oddziaływań części nośnych i nienośnych (C. Wieselberger), teorje śmigła (H. Glauert), wpływ śmigła na pozostałe części płatowca (C. Koning). Tom V obejmie mechanikę lotu, rozłożoną na dwie części: dynamikę samolotu (B. Melvill Jones), oraz obliczenia osiągów (L. V. Kerber), Wreszcie w tomie VI znajdą się: studjum współdziałania wszystkich elementów samolotu (M. Panetti), aerodynamika balonów (M. Munk), obliczenia osiągów balonów (K. Arnstein i W. Klemperer), hydrodynamika łodzi i pływaków (E. G. Barrillon), wreszcie zagadnienia aerodynamiczno-chłodnicze (H. L. Dryden).

Tom pierwszy zawiera działy podstawowe wielokrotnie już opracowywane poprzednio, jednak interesujące przez układ treści i sposób wykładu. Mamy tu więc najpierw nadzwyczaj starannie zestawiony przez naczelnego redaktora dział „pomocniczych wiadomości z matematyki" („matematical aids"). Dział ten potraktowany jest w oryginalnie pedagogiczny sposób, który niewątpliwie wywoła pobłażliwe uśmiechy u wielu europejskich czytelników. Chodzi tu najwyraźniej o „włożenie łopatą do głowy" pewnej grupy pojęć z wyższej analizy tak, aby najbardziej oporny i niechętnie do abstrakcyjnego myślenia usposobiony student-technik musiał przyznać, że ostatecznie zmienna zespolona, pole wektorowe, potencjał i odwzorowanie podobne nie są tylko szatańskiemi pułapkami egzaminacyjnemi, i że koniec końców mają one jakiś sens uchwytny. Pomimo wielu zastrzeżeń, jakie mógłby tu słusznie wysunąć matematyk, należy przyznać, że metoda nie jest zła, a z punktu widzenia popularyzacji wiedzy mogłaby się okazać i w naszych warunkach bardzo praktyczna. To samo mniejwięcej da się powiedzieć o drugim dziale w opracowaniu Durand'a („część I Mechaniki Płynów"), który — zgodnie z wyjaśnieniem samego autora — ma być przedewszystkiem „łatwy do przeczytania". Dział ten może oddać nieocenione usługi dydaktyczne wielu czytelnikom dalszych tomów.

Część II Mechaniki Płynów w opracowaniu M. Munk'a odbiega wyraźnie swym charakterem od działów poprzednich. Jest to klasyczny wykład hydromechaniki płynów doskonałych w ujęciu wektorowem — ze szczególnem uwzględnieniem tych materjałów, które znajdą szersze zastosowanie w działach późniejszych. Dziwnem dość wydaje się, że szereg twierdzeń podanych poprzednio przez Durand'a, powtarza się tu (w tym samym tomie!) poraz drugi — i to z identycznie temi samemi rysunkami (np. rys. na str. 198 i 279(214 i 255, 211 i 252, 209 i 251).

Prawdziwie ciekawy jest w tomie I dział historyczny, napisany bardzo pięknie, zawierający wiele mało znanych materjałów, uderzających zestawień i szczegółów.

Po przejrzeniu pierwszego tomu i stwierdzeniu jego nieprzeciętnej wartości, wypada jednak najbardziej zainteresować się... tomami następnemi. Zapowiedziane dalsze prace zarówno swemi tytułami, jak i świetnemi nazwiskami autorów obiecują bardzo wiele — szczególniej w tych działach, które dotąd nie posiadają w żadnej literaturze dobrych syntetycznych opracowań. W związku z tem każda poważniejsza bibljoteka lotnicza zrobi dobrze, jeżeli skompletuje sobie całe wydawnictwo.

S. N.

„WIADOMOŚCI SIMP". Stowarzyszenie Inżynierów Mechaników Polskich podjęło wydawnictwo biuletynu miesięcznego p. n. „Wiadomości SIMP", poświęconego życiu techniczno-społecznemu ogółu inżynierów mechaników polskich.

Pierwszy zeszyt tego biuletynu rozpoczyna akcję, mającą na celu zebranie danych do „Listy Inżynierów Mechaników Polskich", która zostanie wydana w końcu b. r.

Redakcja „Wiadomości SIMP" przesyłać je będzie bezpłatnie wszystkim inżynierom mechanikom polskim, którzy tego zażądają, przesyłając swe adresy, zgłoszenia te mogą być zbiorowe. Adres Redakcji „Wiadomości SIMP": Warszawa, ul. Czackiego 3/5 m. 22.

Drukarnia Mazowiecka, Szpitalna 1, tel. 649-04.